

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
ІНСТИТУТ АЕРОКОСМІЧНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
(повна назва інституту/факультету)

Кафедра систем керування літальними апаратами
(повна назва кафедри)

«На правах рукопису»
УДК 629.735.015

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри
_____ Олександр ЗБРУЦЬКИЙ
(підпис) (власне ім'я, прізвище)

“ ____ ” _____ 20__ р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Системи керування літальними апаратами
та комплексами» _____
(назва)

зі спеціальності _____ 173 «Авіоніка» _____
(код та назва спеціальності)

на тему: Інерціально-супутникова навігаційна система неінваріантного типу для
безпілотної літальної апарату _____

Виконала : студентка II курсу, групи АС-91мп
(шифр групи)

Грищенко Дарина Сергіївна _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник к.т.н., с.н.с., Пономаренко С.О. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Рецензент Професор ,д.т.н., професор каф. АРБ Сухов В.В. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації
немає запозичень з праць інших авторів без
відповідних посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Інститут/факультет _____ аерокосмічних технологій _____
(повна назва)

Кафедра _____ систем керування літальними апаратами _____
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-професійною програмою

Спеціальність 173 «Авіоніка»
(код і назва)

Освітньо-професійна програма Системи керування літальними апаратами
та комплексами

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Олександр ЗБРУЦЬКИЙ
(підпис) (власне ім'я, прізвище)

«___» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Грищенко Дарини Сергіївни

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації : Інерціально-супутникова навігаційна система неінваріантного типу для безпілотного літального апарату.

науковий керівник дисертації Пономаренко Сергій Олексійович, к.т.н., с.н.с.,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «04» грудня 2020 р. № 3455-с

2. Термін подання студентом дисертації 17 грудня 2020 року

3. Об'єкт дослідження Інтегрована інерціально-супутникова навігаційна система БПЛА коптерного типу

4. Предмет дослідження Алгоритм обробки навігаційної інформації в інтегрованій інерціально-супутниковій навігаційній системі неінваріантного типу для БПЛА.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

1) Провести аналіз стану розробок і сфер застосування БПЛА коптерного типу.

2) Проаналізувати задачі, що виконуються за допомогою БПЛА в різних галузях цивільного і військового застосування.

3) Визначити типовий склад бортового інтегрованого обладнання БПЛА коптерного типу.

4) Дослідити алгоритми інтегрування ІНС та СНС як навігаційного коректора, а також застосування фільтра Калмана.

5) Запропонувати алгоритм комплексної обробки навігаційної інформації від ІНС та СНС неінваріантного типу.

6) Провести математичне моделювання роботи інтегрованої інерціально-супутникової навігаційної системи неінваріантного типу.

6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

- 1) Плакат з аналізом БПЛА та їх інтегрованого обладнання – 1 л., формат А-1.
- 2) Плакат з постановкою задач дослідження – 1 л. формат А-1.
- 3) Плакат з неінваріантною схемою комплексування навігаційної інформації від ІНС І СНС – 1 л. формат А-1.
- 4) Плакат з процедурою визначення похибок інерціальних датчиків на основі лінійної регресії – 1 л. формат А-1.
- 5) Плакат - етапи математичного моделювання неінваріантного алгоритму – 1 л. формат А-1.
- 6) Плакат з результатами математичного моделювання – 1 л. формат А-1.

7. Орієнтовний перелік публікацій

- 1) Стаття у фаховому виданні за результатами досліджень.
- 2) Доповіді на науково-технічних конференціях за темою досліджень.

8. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання 24 вересня 2019 року

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів дисертації	Примітка
1.	Провести аналіз стану розробок і сфер застосування БПЛА та задач, що ними виконуються в різних галузях цивільного і військового застосування.	25/09/2019 30/11/2019	
2.	Визначити типовий склад бортового інтегрованого обладнання БПЛА коптерного типу.	25/09/2019 30/11/2019	
3.	Дослідити алгоритми інтегрування ІНС та СНС як навігаційного коректора, а також застосування фільтра Калмана.	02/12/2019 30/01/2020	
4.	Запропонувати алгоритм комплексної обробки навігаційної інформації від ІНС та СНС неінваріантного типу.	02/12/2019 28/02/2020	
5.	Розробити схему математичного моделювання неінваріантного алгоритму обробки навігаційної інформації від ІНС та СНС.	02/03/2020 29/05/2020	
6.	Провести математичне моделювання роботи інтегрованої інерціально-супутникової навігаційної системи неінваріантного типу.	01/06/2020 02/10/2020	
7.	Опублікування результатів досліджень у фаховому виданні.	01/09/2020 30/12/2020	
8.	Оформлення дисертації та захист магістерської дисертації	до 07/02/2021	

Студент

_____ (підпис)

Грищенко Дарина
(власне ім'я, прізвище)

Науковий керівник дисертації

_____ (підпис)

Сергій ПОНОМАРЕНКО
(власне ім'я, прізвище)

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація містить 101 сторінку, 24 ілюстрації, 12 таблиць , список літератури 21 найменувань.

Актуальність: Актуальність теми магістерської дисертації "Інерціально-супутникова навігаційна система неінваріантного типу для безпілотного літального апарату" полягає у тому, що вона спрямована на вирішення першочергового завдання при проектуванні та експлуатації БпЛА, а саме підвищенню точності визначення навігаційних параметрів навігаційним обладнанням БпЛА за рахунок комплексної обробки навігаційної інформації від інерціальної і супутникової навігаційних систем.

Мета дослідження: Метою дослідження в магістерській дисертації є розроблення алгоритму комплексної обробки навігаційної інформації в інерціально-супутниковій навігаційній системі безпілотного літального апарату, який забезпечує компенсацію похибок інерціальних датчиків інтегрованої навігаційної системи БпЛА (ІНС+СНС) на початковій ділянці польоту.

Завдання:

1. Провести аналіз стану розробок і сфер застосування БпЛА коптерного типу.
2. Провести аналіз задач, що вирішуються за допомогою БпЛА в різних галузях цивільного і військового застосування.
3. Визначити типовий склад бортового інтегрованого навігаційного обладнання БпЛА коптерного типу.
4. Дослідити алгоритми інтегрування ІНС та СНС як навігаційного коректора, а також застосування фільтра Калмана.
5. Провести математичне моделювання роботи інтегрованої Інерціально-супутникової навігаційної системи неінваріантного типу.

Об’єкт дослідження: Інтегрована інерціально-супутникова навігаційна система БпЛА коптерного типу.

Предмет дослідження: Алгоритми обробки навігаційної інформації в інтегрованій інерціально-супутниковій навігаційній системі неінваріантного типу для БпЛА.

Наукова новизна: Новизною магістерської дисертації є розроблення неінваріантного алгоритму комплексної обробки навігаційної інформації від ІНС і СНС, що забезпечує високу точність визначення навігаційних параметрів БпЛА за рахунок ідентифікації (додаткового уточнення) параметрів моделі похибок інерціальних вимірювачів методом лінійної регресії.

Практичне значення: Практичне значення результатів магістерської дисертації полягають у тому, що запропонований неінваріантний алгоритм комплексної обробки навігаційної інформації від ІНС і СНС дозволяє забезпечувати на початковому етапі польоту БпЛА додаткове уточнення параметрів моделі похибок інерціальних вимірювачів, що збільшує на 10-15% час функціонування ІНС без корекції від СНС.

Апробація результатів дисертації: Виступ на науково-технічній конференції «АВІА-РАКЕТОБУДУВАННЯ: ПЕРСПЕКТИВИ ТА НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ» II науково-практична конференція студентів та молодих вчених від 2го грудня 2020.

Публікації: Hryshchenko D.S., Ponomarenko S.O. Non-invariant approach to the synthesis of algorithms of integrated inertial-satellite navigation systems of unmanned aircraft // XIII international students and young scientists conference “Intelligence. Integration. Reliability” 9th December 2020// Collection of abstracts IRR/ p.9

Ключові слова: Інерціальна навігаційна система, супутникова навігаційна система, БпЛА коптерного типу, неінваріантна схема комплексування.

ABSTRACT

The master's dissertation contains 101 pages, 24 illustrations, 12 tables, a list of references 21 titles.

Relevance: The relevance of the topic of the master's dissertation "Inertial-satellite navigation system of non-invariant type for unmanned aerial vehicles" is that it is aimed at solving the priority task in the design and operation of UAVs, namely improving the accuracy of navigation parameters by navigation equipment. navigation information from inertial and satellite navigation systems.

Aim of the research: The aim of the research in the master's dissertation is to develop an algorithm for complex processing of navigation information in the inertial-satellite navigation system of an unmanned aerial vehicle, which provides compensation of inertial sensors of the integrated navigation system UAV (INS + SNS).

A task:

1. To analyze the state of development and areas of application of UAV helicopter type.
2. To analyze the tasks solved by UAVs in various areas of civilian and military applications.
3. Determine the typical composition of the onboard integrated navigation equipment UAV helicopter type.
4. Investigate the algorithms for integrating INS and SNA as a navigation corrector, as well as the use of Kalman filter.
5. Carry out mathematical modeling of the integrated inertial-satellite navigation system of non-invariant type.

Object of study: UAV integrated navigation system .

Subject of research: Algorithms for processing navigation information in an integrated inertial-satellite navigation system of non-invariant type for UAVs.

Scientific novelty: The novelty of the master's dissertation is the

development of a non-invariant algorithm for complex processing of navigation information from INS and SNA, which provides high accuracy in determining the navigation parameters of UAVs by identifying (additional refinement) parameters of inertial measurement errors by linear regression.

Practical significance: The practical significance of the results of the master's dissertation is that the proposed non-invariant algorithm of complex processing of navigation information from INS and SNA allows to provide at the initial stage of UAV flight additional refinement of inertial error model, which increases by 10-15% operating time. correction from the SNS.

Approbation of dissertation results: Speech at the scientific and technical conference "AVIATION-ROCKET CONSTRUCTION: PROSPECTS AND DIRECTIONS OF DEVELOPMENT" II scientific-practical conference of students and young scientists from December 2, 2020.

Publications: Hryshchenko D.S., Ponomarenko S.O. Non-invariant approach to the synthesis of algorithms of integrated inertial-satellite navigation systems of unmanned aircraft // XIII international students and young scientists conference "Intelligence. Integration. Reliability" 9th December 2020// Collection of abstracts IRR/ p.9

Keywords: Inertial navigation system, satellite navigation system, helicopter-type UAV, non-invariant complexation scheme.

ЗМІСТ

Перелік умовних скорочень та позначень.....	10
Вступ.....	11
Розділ 1. Огляд літератури. Постановка задачі дослідження.....	13
1.1 Етапи розвитку інтегрованих навігаційних систем.....	13
1.1.1 Історія створення супутникової системи навігації GPS.....	13
1.1.2 Історія розвитку інерціальної навігації.....	15
1.1.3 Причини виникнення інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем.....	18
1.2 Сучасний стан та перспективи розвитку інтегрованих навігаційних систем БпЛА.....	20
1.3 Типовий склад бортового обладнання сучасних БпЛА.....	31
1.4 Аналіз застосування інерціальних і супутникових навігаційних систем на БпЛА.....	35
1.5 Аналіз алгоритмів комплексної обробки навігаційної інформації в навігаційних комплексах БпЛА.....	37
1.5.1 Схема компенсації.....	38
1.5.2 Схема фільтрації.....	40
1.5.3 Методи оптимальної обробки в ІНС.....	41
1.6 Патентний пошук.....	46
1.7 Постановка задачі дослідження.....	52
Висновки до першого розділу.....	55
Розділ 2. Інерціально-супутникова навігаційна система неінваріантного типу.....	57
2.1. Математичні моделі інерціальної і супутникової навігаційних систем.....	57
2.1.1. Математична модель похибок інерціальної навігаційної системи.....	57

2.1.2 Математична модель супутникової навігаційної системи.....	63
2.2 Вибір алгоритму комплексування інерціально-супутникової навігаційної системи.....	64
2.3 Математична модель інерціально-супутникової навігаційної системи.....	73
2.4 Методика математичного моделювання інерціально-супутникової навігаційної системи.....	79
2.5 Результати математичного моделювання інерціально-супутникової навігаційної системи.....	83
Висновки до другого розділу.....	84
Розділ 3. Розроблення стартап проекту.....	85
3.1 Опис ідеї проекту.....	85
3.2 Технологічний аудит ідеї проекту.....	86
3.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап проекту.....	87
3.4 Розроблення ринкової стратегії проекту.Маркетинг проекту.....	93
Висновки до третього розділу.....	96
ВИСНОВКИ.....	97
Список використаної літератури.....	99

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ

- БпЛА - безпілотний літальний апарат;
ЛА - літальний апарат;
ІНС - інерціальна навігаційна система;
СНС - супутникова навігаційна система;
БВС - бортова обчислювальна система;
ПСНС – інтегрована інерціально-супутникова навігаційна система;
ДКШ - датчик кутової швидкості
ПНК - пілотажно навігаційний комплекс;
НП – навігаційні параметри;
БІНС – безплатформна інерціальна навігаційна система;

Вступ

Супутникова навігація і моніторинг наразі є невід'ємною частиною нашого життя. Важко знайти приватні або корпоративні пристрої, в яких немає приймачів ГНСС (глобальних навігаційних супутникових систем), що застосовуються для зручності, планування і оптимізації, а в ряді випадків обов'язкових до застосування відповідно до низки постанов. Однак іноді доступ до сигналів ГНСС пропадає, і в деяких випадках це може призвести до виникнення ризиків для людей і техніки.

Модернізація існуючих і створення нових літальних апаратів (ЛА) як військового, так і цивільного призначення, завжди передбачає вибір складу їх навігаційного комплексу (НК), рівень досконалості якого є логічним наслідком еволюції систем навігації і обчислювальної техніки.

Саме тому на сьогоднішній день в системах управління сучасних безпілотних літальних апаратах (БпЛА) широкого використовуються інтегровані інерціально-супутникові навігаційні системи (ІНС+СНС). Апаратне і алгоритмічне комплексування цих навігаційних систем, що функціонують за різними фізичними принципами, дозволяє об'єднати їх переваги і компенсувати недоліки.

Інтегровані навігаційні системи мають ряд переваг і перед широко поширеними супутниковими навігаційними системами - визначають кутову орієнтацію об'єкта, можуть працювати при відсутності сигналу СНС, і також видають навігаційну інформацію з високою частотою. Завдяки роботі є спеціального алгоритму обробки інформації інтегрованої навігаційної системи можна створювати інтегровані системи, що поєднують високу точність і функціональні характеристики з невисокою вартістю, малими габаритами і надійністю.

Саме тому розробка і створення інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем є важливою науково-технічною задачею, а вивчення тенденцій їх розвитку є актуальним напрямком досліджень.

1. ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ДОСЛІДЖЕННЯ

Нині широкого поширення набувають інтегровані системи, що є синтезом двох самостійних систем - інерціальної навігаційної системи (ІНС) і супутникової навігаційної системи (СНС). Такий синтез навігаційних систем із різними принципами функціонування об'єднує переваги і компенсує недоліки, що є в кожній з систем окремо.

Такі інтегровані системи наразі набувають широкого поширення і постійно вдосконалюються, але є ряд невирішених питань, які потребують рішення. Саме тому доцільно в цьому розділі показати, які питання є вже вирішеними і які ні шляхом огляду етапів розвитку інтегрованих навігаційних систем, стану і перспектив їх розвитку, а також існуючих патентів і літератури і як підсумок описати чітку постанову задачі дослідження.

1.1 Етапи розвитку інтегрованих навігаційних систем

1.1.1 Історія створення супутникової системи навігації GPS

Супутникова система навігації (англ. GNSS — Global Navigation Satellite System) — комплексна електронно-технічна система, що складається з сукупності наземного та космічного обладнання та призначена для позиціонування в просторі (місцезнаходження в географічній системі координат) і в часі, а також визначення параметрів руху (швидкості, напрямку та ін.) для наземних, водних та повітряних об'єктів.

Ідея реалізації навігаційної супутникової системи виникла у 50-х роках минулого століття. Американські вчені під час спостереження за сигналом отриманого від супутника виявили, досить специфічне явище. Полягало воно у тому, що при наближенні космічного апарату до Землі збільшується частота сигналу, і навпаки при віддаленні — зменшується, що відбувається завдяки ефекту Доплера. Сенс відкриття полягав в тому, що, знаючи координати

розташування об'єкта на планеті, є можливість визначення положення і швидкості навігаційного супутника. А якщо відомо координати навігаційного супутника, тоді є безперечний факт визначення власних координат і швидкості пересування. Після цього відкриття вченими розпочалася робота над імплементацією першого прототипу [7].

15

Можливість реалізації з'явилася тільки у 1973 році, коли була розроблена програма DNSS. Пізніше назва була змінена на Navstar-GPS, і тільки потім система супутникової навігації отримала звичну для нас назву – GPS.

Перший супутник був виведений на орбіту влітку 1974 року. І тільки до 1993 року запустили останній 24-й супутник, який закривав повноцінне покриття земної поверхні. Саме тоді глобальну систему супутникової навігації повноцінно взяли на озброєння. У військових з'явилася можливість використовувати дану навігаційну систему для наведення ракет на нерухомі наземні об'єкти. Після вдосконалення даної системи, з'явилася можливість наведення і на рухомі об'єкти. Під час створення, глобальна система позиціонування розроблялася для застосування тільки у військових цілях. Але після інциденту, що стався 1983 року, коли літак Кореїських авіаліній, на борту якого перебували 293 пасажери, під час вторгнення в радянський повітряний простір був збитий, президент США Рональд Рейган дав змогу частково застосовувати системи навігації для цивільних цілей. Але при цьому американські вчені навмисно зменшили точність визначення місцезнаходження, щоб не допустити використання даної системи супутникової навігації у військових цілях іншими користувачами. У 2000 році указом президента США було скасовано навмисне загрублення точності супутникової навігаційної системи після появи інформації про розшифровку алгоритму, за допомогою якого вчені навмисно зменшували точність на частоті L1. Космічні апарати рухаються по шести кругових траєкторіях орбіти Землі, висота яких досягає ~ 20180 км. Випромінювання сигналів відбувається в таких

діапазонах: $L2 = 1227,60$ МГц, а $L1 = 1575,42$ МГц, а група ІІґ може випромінювати на $L5 = 1176,45$ МГц. Прийом навігаційних даних здійснюється тільки при безпосередній наявності супутника «в небі» і обробляються вони на стороні клієнта за допомогою приймача GPS. Військові структури мають доступ до додаткових частот, чинним в діапазонах каналів $L1/L2$.

1.1.2. Історія розвитку інерціальної навігації

Інерціальна навігаційна система (ІНС) являє собою навігаційний пристрій, який використовує комп'ютер, датчики руху (акселерометрів) і датчики обертання (гіроскопи) у безперервний спосіб розрахувати за обчисленням положення, орієнтацію, і швидкість (напрямок і швидкість руху) з рухомих об'єктів без зовнішніх посилянь. Часто інерційні датчики доповнюються барометричним висотоміром, а іноді і магнітними датчиками (магнітометрами) і / або пристроями вимірювання швидкості. ІНС використовуються на мобільних роботах і на таких транспортних засобах, як кораблі, літаки, підводні човни, керовані ракети і космічні кораблі. Інші терміни, які використовуються для позначення інерційних навігаційних систем або близьких до них пристроїв, включають інерційну систему наведення, інерційних прилад, інерційних вимірювальний блок (IMU) і багато інших варіантів. Старі системи INS зазвичай використовували інерційну платформу в якості точки кріплення до транспортного засобу, і ці терміни іноді вважаються синонімами.

Принципи інерціальної навігації базуються на сформульованих ще Ньютоном законах механіки, яким підкоряється рух тіл по відношенню до інерційної системи відліку (для рухів в межах Сонячної системи — по відношенню до зірок).

Інерціальні навігаційні системи спочатку розроблялися для ракет. Американський піонер ракетної техніки Роберт Годдард експериментував з

елементарними гіроскопічними системами. Системи доктора Годдарда викликали великий інтерес у сучасних німецьких піонерів, включаючи Вернера фон Брауна. Ці системи отримали більш широке поширення з появою космічних апаратів, керованих ракет і комерційних авіалайнерів. Ранні німецькі системи наведення часів Другої світової війни V2(ракета Фау-2) об'єднали два гіроскопа і боковий акселерометр з простим аналоговим комп'ютером для регулювання азимута ракети в польоті. Аналогові комп'ютерні сигнали використовувалися для управління чотирма графітовими рулями напрямку в вихлопі ракети для управління польотом. Система GN & C (Guidance, Navigation and Control) для V2 надала безліч інновацій у вигляді інтегрованої платформи з керуванням по замкнутому циклу. В кінці війни фон Браун спроектував передачу американцям 500 своїх кращих вчених-ракетників разом з планами і випробувальними машинами. Вони прибули в Форт-Блісс, штат Техас, в 1945 році відповідно до умов операції «Скрепка», а потім в 1950 році були переведені в Хантсвілл, штат Алабама, де вони працювали в програмах ракетних досліджень армії США.

На початку 1950-х років уряд США хотів убезпечити себе від надмірної залежності від німецької команди у військових додатках, включаючи розробку повністю внутрішньої програми наведення ракет. Контрольно-вимірювальна лабораторія Массачусетського технологічного інституту (пізніше стала лабораторією Чарльза Старка Дрейпера, Inc.) була обрана Західним відділом розробки ВВС для забезпечення автономної системи наведення для Convair в Сан-Дієго для нової міжконтинентальної балістичної ракети Атлас тестування було проведено Arma Division компанії AmBosch Arma). Технічним спостерігачем за завданням Массачусетського технологічного інституту був молодий інженер по імені Джим Флетчер, який пізніше працював адміністратором НАСА. Система наведення Atlas повинна була являти собою комбінацію бортовий автономної системи і наземної системи спостереження та управління. В кінцевому підсумку автономна система з очевидних причин взяла

гору в застосуванні до балістичних ракет. В освоєнні космосу залишається суміш двох. Влітку 1952 року д-р Річард Баттіні і д-р Дж. Холкомб «Хел» Ленінг-молодший досліджували обчислювальні рішення для управління і провели початкову аналітичну роботу над інерційним наведенням Атласу в 1954 році. Іншими ключовими фігурами в Convair були Чарлі Боссарт, головний інженер, і Вальтер Швейдецькі, керівник групи керівництва. Швейдецький працював з фон Брауном в Пенемюнде під час Другої світової війни.

Вихідна система управління Delta оцінила різницю в положенні від еталонної траєкторії. Розрахунок швидкості, яку необхідно набрати (VGO), виконується для коригування поточної траєкторії з метою приведення VGO до нуля. Математика цього підходу була принципово вірною, але відмовилася від неї через проблеми з точним інерційним наведенням і аналогової обчислювальної потужністю. Проблеми, з якими зіткнулася компанія Delta, були подолані системою управління Q. Революція системи Q полягала в тому, щоб зв'язати завдання наведення ракети (і відповідні рівняння руху) в матрицю Q. Матриця Q являє собою приватні похідні швидкості по відношенню до вектора положення. Ключова особливість цього підходу дозволила використовувати компоненти векторного векторного твору $(\mathbf{v}, \mathbf{x} d\mathbf{v} / dt)$ в якості основних сигналів швидкості автопілота - метод, який став відомий як управління перехресним твором. Q-система була представлена на першому технічному симпозіумі з балістичним ракетами, проведеному в Ramo-Wooldridge Corporation в Лос-Анджелесі 21 і 22 червня 1956 року. Система Q була секретною інформацією протягом 1960-х років. Висновки цього наведення використовуються для сучасних ракет.

1.1.3. Причини виникнення інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем

З історії супутникових та інерціальних систем видно, що системи початково розроблялися окремо, тобто кожна система була самостійною і мала своє призначення.

Проте все ж таки згодом виник ряд причин через які два системи ІНС та СНС зробили однією діючою системою, тобто інтегрували. Цими причинами є певні переваги та недоліки кожної з систем.

Історично ІНС з'явилися раніше СНС і набули широкого поширення в авіації, навігації морських суден, космонавтиці, ракетній техніці. ІНС є невід'ємною частиною систем управління морських і повітряних суден, застосовуються в геодезії.

Супутникові радіонавігаційні системи стали активно використовуватися як авіаційні системи навігації лише в останнє десятиліття і швидко завойовують місце в штатному складі бортового обладнання.

Устаткування ГНСС проводиться масово з різними точностями і характеристиками, що дозволяє будь-якому замовнику вибрати оптимальний варіант для вирішення що стоїть саме перед ним завдання.

Однак є цілий ряд випадків і застосувань, коли сигнали ГНСС не доступні, а рішення задач навігації критично важливо. Йдеться в першу чергу про наземному транспорті / об'єктах для відповідальних застосувань (перевезення людей, цінних і небезпечних вантажів), для будівельної, лісової, кар'єрної та іншої спеціалізованої техніки, діагностичних дорожніх лабораторій:

- Пожежний автомобіль, що в'їжджає в палаючий ліс і не має можливості з нього виїхати через відсутність видимості від задимленості і непрацездатності ГНСС від листя і гілок дерев. Ризик загибелі людей і техніки.

- Неможливість моніторингу автомобіля в тунелі з дорогим цінним вантажем, його відсікання від машин супроводу і відведення в відгалуження зловмисниками для здійснення протиправних дій.

- Без навігації ГНСС для забезпечення правильної траєкторії руху залишається рудничний видобувний комбайн при зарізу в пласт для видобутку руди.

А ще сигнали ГЛОНАСС / GPS / Beidou можуть навмисне глушитися або в них можуть вноситися помилки - так звана супутникова телепортація, коли об'єкт видно на карті зовсім не в тому місці, де реально знаходиться.

Вирішувати завдання навігації, в тому числі високоточної, автономної (при відсутності сигналів ГНСС), безперервної, покликані інерціальні навігаційні системи (БІНС), до складу яких входять кілька акселерометрів і гіроскопів, а також складна математика, програмне забезпечення, методики калібрування, алгоритм.

БІНС комплексуються з обладнанням ГНСС, і в разі відсутності або помилок в його сигналах навігація здійснюється інерціальним способом.

Спільне використання ІНС і СНС дозволяє з одного боку обмежити зростання похибок ІНС, а з іншого боку знизити шумову складову похибок СНС, підвищити темп видачі інформації бортовим споживачам, істотно підняти рівень завадозахищеності. У табл. 1 наведені дані, що характеризують якості ПСНС у порівнянні з окремими традиційними бортовими системами. Ці дані переконливо свідчать про перспективність комплексування ІНС і СНС. Саме тому комітет ICAO з перспективних навігаційних систем (FANS- Future Air Navigation System) прийняв рішення про обов'язкове використання СНС у поєднанні з ІНС. Тому в даний час у всіх галузях авіації основним

інформаційним ядром сучасного ПНК повинні бути інтегровані інерціально-супутникові навігаційні системи.

1.2. Сучасний стан та перспективи розвитку інтегрованих навігаційних систем БпЛА

На сьогодні розвиток безпілотних літальних апаратів в Україні характеризується тим, що нерозвинені виробничі потужності та проблема з не масовістю виробництва [1,2], проте у окремих зразків-виробів є досить високі характеристики. Проте на даний період існують вже створені конкурентоспроможні БпЛА українського виробництва. Для того аби показати це далі буде приведено різні прототипи існуючих БпЛА виробництва різних країн і для порівняльної характеристики буде зведена таблиця.

Отже, як перший зразок буде представлено **Sparrow** - український військовий безпілотний літальний апарат тактичної розвідки, розроблений компанією «Srai Tech».



Рис.1.2.1 "Sparrow" UAV/UAC

Безпілотний літальний апарат розроблявся спеціально для військового застосування, і на сьогоднішній день це пристрій активно застосовується військовими підрозділами Збройних сил України. Дане повітряне засіб може

використовуватися для збору розвідувальних даних, оцінки ситуації на місцях зіткнення з противником, застосовуватися для виконання патрульно-наглядових польотів, використовуватися в спеціальні місії і т.п. Завдяки відносно невисокій вартості даного БПЛА, проект виявився дуже затребуваним, і найближчим часом передбачається налагодити експорт цих дронів в ряд європейських і азіатських країн.

Український безпілотний літальний апарат Sparrow володіє компактними габаритами, що дозволяє дрону виконувати поставлені військові завдання, залишаючись при цьому фактично непомітним для потенційного супротивника. При довжині свого фюзеляжу в 60 сантиметрів, розмах крил безпілотного повітряного судна становить всього лише 98 сантиметрів, що в значній мірі спрощує експлуатацію і розгортання дрона на бойовій позиції, а також забезпечує йому хорошу маневреність і керованість.

Завдяки відносно невеликій максимальній злітній масі пристрою в 4 кілограми, запуск безпілотного літального апарату Sparrow здійснюється за допомогою м'язової сили, що забезпечує можливість розгортання комплексу на практично будь-якій місцевості, в тому числі і непередбаченою.

В якості силової установки на безпілотний літальний апарат Sparrow застосовується електричний безколекторний мотор, який здатний розганяти пристрій до максимальної швидкості переміщення в 100 км \ год., При максимальній тривалості перебування в повітрі до 60 хвилин.

Далі існує такий **Thales Spy Arrow** - французький легкий безпілотний літальний апарат військового призначення, розроблений в 2008 році компанією «Thales Group».

Проектування безпілотного апарату моделі Thales Spy Arrow почалося французькими інженерами та спеціалістами в галузі аерокосмічних технологій

військового призначення, в середині 2000-х років. Дане повітряне засіб призначався для застосування тільки у військовому секторі, однак, незважаючи на деяку обмеженість, дрон виявився вельми популярним.



Рис.1.2.2 Thales Spy Arrow

Безпілотний літальний апарат Thales Spy Arrow може застосовуватися для розвідки місцевості, виконання патрульних польотів, коригування вогню по позиціях противника, оцінки збитку і узгодження дій військових підрозділів на полі бойових дій. На сьогоднішній день ці безпілотні літальні апарати експлуатуються тільки на території Франції, проте, свою зацікавленість в їх застосуванні висловили також і військові відомства таких країн, як Бельгія та Великобританія.

Свій перший політ дрон моделі Thales Spy Arrow справив в 2008 році, і завдяки тому, що пристрій успішно впоралося з усіма поставленими завданнями, проект отримав своє подальше просування, і з 2009 року став вироблятися серійно.

Безпілотний літальний апарат Thales Spy Arrow володіє надкомпактний розмірами - при своїй довжині в 40 сантиметрів і розмаху крил в 54 сантиметри,

дрон володіє всього лише масою в 500 грам (залежить від варіанту пристрою), що значною мірою спрощує експлуатацію даного БПЛА.

Силова установка дрона представлена одним електричним мотором, який здатний розганяти пристрій до максимальної швидкості в 75 км \ год., В той час як режим автономного польоту БПЛА обмежується 30 хвилинами.

Наступний **Bayraktar Mini UAV** - багатоцільовий БПЛА, розроблений турецькою компанією Baykar Makina. Виготовлений з композитних матеріалів. Запуск здійснюється з рук.



Рис.1.2.3 Bayraktar Mini UAV

БПЛА призначений для розвідувальних місій, які здійснюються вдень і вночі, на короткі відстані.

Розробка почалася в 2004 році. У 2005 рік був створений перший дослідний зразок, який отримав назву «Bayraktar A». Після серії успішних тестів було запущено серійне виробництво. Згодом був серйозно доопрацьований, нова версія отримала назву «Bayraktar B». З 2007 року Bayraktar B використовується збройними силами Туреччини. У 2012 році безпілотники також закупив Катар. У 2018 році Україна закупила 6 Bayraktar B і 200 авіабомб МАМ-L і ракет UMTAS до них, а також була досягнута домовленість про

спільне з Туреччиною виробництві цих БПЛА на території України в місті Запоріжжя.

Aerovision Fulmar - іспанська багатоцільовий безпілотний літальний апарат цивільного призначення, розроблений в 2004 році компанією «Aerovision».

Безпілотний літальний апарат моделі Aerovision Fulmar став проектуватися іспанськими авіабудівниками на початку 2000-х років. Основним призначенням даного безпілотного літального пристрою є застосування в цивільній сфері, зокрема, дрон Aerovision Fulmar пристосований для виконання завдань пов'язаних із здійсненням розвідки місцевості, виконанням патрульних та спостережних польотів, може бути задіяний для моніторингу збитку від стихійних лих і моніторингу пожежонебезпечної обстановки та ін. Завдяки невеликим габаритам, дрон є малопомітним як при візуальному спостереженні, так і для радіолокаційних систем, що не виключає можливість його застосування для виконання військових завдань.



Рис. 1.2.4 Aerovision Fulmar

Досить компактні габарити цього пристрою, а довжина БПЛА Aerovision Fulmar становить всього лише 1,2 метра при розмаху крил в 3 метри,

забезпечують пристрою простоту при його переміщенні, і надають дрону високу аеродинаміку, що дозволяє безпілотному засобу розвивати високу швидкість свого переміщення.

Силова установка БПЛА представлена поршневим двигуном, який здатний розганяти дрон до швидкості в 130 км \ год. (Максимальний показник), в той час як ефективний операційний радіус дії безпілотного повітряного судна становить 400 кілометрів, а тривалість автономного польоту дорівнює 8 годин.

Як засоби спостереження, на безпілотний літальний апарат Aerovision Fulmar застосовується електрооптична і інфрачервона камера, які змонтовані в спеціальній турелі.

EMT Aladin - маломірний легкий багатоцільовий безпілотний літальний апарат німецької розробки.

Проектування безпілотного літального апарату EMT Aladin було розгорнуто німецькими інженерами та спеціалістами в галузі аерокосмічних технологій на початку 2000-х років. Незважаючи на досить компактні габарити цього пристрою, дрон EMT Aladin має досить великою функціональністю, зокрема, пристрій застосовується для виконання розвідки місцевості, проведення пошукових операцій і пошуку місць зосередження противника.

Фактично, безпілотний літальний апарат був розроблений для експлуатації та в цивільній, і військовій сфері, однак, за даними на 2014 рік, експлуатація цього дрона велася виключно в збройних силах, зокрема, німецькі військові застосовують БПЛА для розвідки прилеглої місцевості, в тому числі при виконанні артилерійських обстрілів, що дозволяє коригувати ведення стрільби.



Рис.1.2.5 EMT Aladin

Безпілотний літальний апарат EMT Aladin приводиться в рух одним невеликим малопотужним електричним двигуном, що дозволяє дрону розвивати крейсерську швидкість свого переміщення в 45 км \ год., При цьому, в залежності від швидкості пересування, максимальна тривалість перебування безпілотного літального апарату в повітрі може скласти до однієї години .

Німецький безпілотний літальний апарат EMT Aladin оснащений Електрооптичною камерою з інфрачервоним датчиком, що дозволяє передавати чітке зображення місцевості, як в денних умовах, так і в нічних, що робить експлуатацію даного дрона досить ефективною, особливо, якщо брати до уваги досить низьку вартість одного примірника.

BlueBird MicroB - ізраїльський військовий безпілотний літальний апарат, розроблений в 2009 році компанією «BlueBird Aero Systems».

Безпілотне повітряне засіб моделі BlueBird MicroB є мініатюрним дрон, призначений для експлуатації у військових цілях для здійснення завдань пов'язаних з розвідкою місцевості, проведенням патрульно-наглядових польотів, коригуванням вогневих ударів по позиціях противника і т.п. Даний безпілотний літальний апарат став проектуватися ізраїльськими інженерами в

середині 2000-х років, і завдяки якісному підходу до реалізації такого завдання, проект виявився досить успішним, на що вказує той факт, що випуск цього дрона здійснюється і в даний час.

Мініатюрний безпілотний літальний апарат BlueBird MicroV справив свій перший політ в 2009 році, і успішно впоравшись з поставленими завданнями і тестами, зміг повністю виправдати себе, завдяки чому знайшов хорошу підтримку не тільки на території Ізраїлю, але і в ряді європейських держав, країнах Африки і США .

При своєму розмаху крил в 1,3 метра, дрон володіє невеликою довжиною, що становить близько 60 сантиметрів, що забезпечує йому і відносно невелику масу, і простоту експлуатації. Завдяки хорошій аеродинамічній формі, пристрій може розганятися до високої швидкості польоту, залишаючись при цьому досить маневреним.

Запуск безпілотного літального апарату здійснює зі спеціальною ручної установки, що дозволяє швидко направити дрон в необхідному напрямку, вибравши при цьому оптимальний кут польоту.

Силова установка дрона BlueBird MicroV складається з одного електричного мотора, що дозволяє безпілотному повітряному засобу розвивати максимальну швидкість свого проходження в 85 км \ год., При ефективному радіусі дії в 10 кілометрів.



Рис.1.2.6 MicroB

Отже, було описано шість різних прототипів малих БПЛА від різних країн-виробників , розглянуто їх принципи дії і основні характеристики (сфера застосування, максимальна злітна вага ,габарити, крейсерську та максимальну швидкості польоту, тривалість польоту, ефективний радіус дії, максимальну висоту польоту ,тип двигуна, та ін.) і на основі проаналізованих даних ,складено таблицю 1.1 з деякими характеристиками. Така таблиця має показати ,що український виробник є конкурентноспроможним в порівнянні з закордонними країнами-виробниками.

Таблиця 1.1 Порівняльна таблиця характеристик різних БПЛА

Характеристика Назва БПЛА	Країна виробник	Макс. злітна маса, кг	Довжина, м/ висота, м	Тривалість польоту, год	Тип двигуна	Макс. швид. к. Польоту, км/ год
Sparrow	Україна	4	0,6/1,3	1	Електричний	100
Thales Spy Arrow	Франція	1	0,4/0,16	0,5	Електричний	75
Bayraktar Mini UAV	Турція	5	1,2	1	Електричний	90
Aerovision Fulmar	Іспанія	20	1,2/0,6	8	Поршневий	130
EMT Aladin	Німеччина	3,2	1,53/0,36	1	Електричний	90
BlueBird MicroB	Ізраїль	1	1,2/0,25	1	Електричний	85

Таким чином, з аналізу видно, що основні характеристики українських виробів порівняно з закордонними є на рівні. Але виробництво та розвиток такого виду промисловості в Україні залишається на рівні ініціатив звичайних аматорів і приватних фірм. Це вказує на перспективний, але не освоєний ринок безпілотних літальних апаратів на території України. Тут можна сказати про незацікавленість держави в цьому перспективному напрямку виробництва і якщо держава не візьметься за розробку та виробництво власних безпілотників, їх практичне і поширене використання оперативно-рятувальними службами у сфері цивільного захисту буде нереалізованим.

ЗС України, а в особливості Сухопутні війська є на стадії розбудови та реформування, тому якщо навіть за останні роки в Україні питання

укомплектування їх сучасними БпАК підіймалось неодноразово, але так до цього часу воно й залишається поки невирішеним, хоча без БпАК сьогодні не обходиться жодна армія, не кажучи вже про провідні країни світу.

Передовими країнами у сфері розробки БпЛА наразі є Ізраїль та США. Наша країна, завдяки своєму виробничо-науковому потенціалу, також має деякі розробки та праці, які за певними характеристиками не поступаються закордонним прототипам. Проте через недостатнє фінансування розробки та різних випробувань, нововироблені зразки залишаються в одиничному екземплярі без запровадження в масове виробництво.

Провідними організаціями в нашій країні, які здатні в різному ступені виробляти безпілотникиє :

- Харківське державне авіаційне виробниче підприємство «ХДАВП», Державне підприємство «Чугуївський авіаремонтний завод», ДНВП «Об'єднання Комунар», НДІ проблем фізичного моделювання Національного аерокосмічного університету «ХАІ», КБ «Авіа», ВАТ «КБ «Зліт» (м. Харків);

- ВАТ «Мотор-Січ» (м. Запоріжжя);
- ДП ЗМБК "Івченко-Прогрес" (м. Дніпропетровськ);
- ДП "Орізон-Навігація" (м. Сміла);
- НВП «Укртехно-Атом», ТОВ «Юавіа» (м. Київ);
- ОКБ «ТЕКОН-Електрон» (м. Львів)...ра

Гарних результатів досягнуло Державне підприємство “ЧАРЗ”. За відносно невеликий час вони перейшли від конструкторської ідеї до створення потрібної документації, до розробок автономного технологічного циклу серії безпілотних літальних апаратів. Вони реалізували проект з виготовлення БпЛА за версією “Стрепет-Л” (“легкий” – злітна маса 80 кг і маса корисного навантаження до 20 кг), “Стрепет-С” (“середній” - злітна маса 200 кг, маса корисного навантаження до 50 кг).

Проблематика розробки та впровадження БпЛА в Україні

На сьогоднішній день виробники БпЛА не задовольняють реальні потреби споживача і структур забезпечення національної безпеки держави.

Основні проблеми розробки та впровадження є :

- Недостатнє фінансування
- Відсутність замовлень Міністерством Оборони України;
- Відстуня достатня кількості кваліфікованих кадрів (через відтік їх за кордон);
- Недосконала законодавчо-нормативна база для експлуатації та сертифікації безпілотних літальних апаратів ,проектування виробництва;
- Невизначена потреба в БпЛА ЗСУ;
- Проблема забезпечення передачі інформації між БпЛА і наземним пунктом управління без спотворення і з великою швидкістю незважаючи на завади різного роду.

1.3 Типовий склад бортового обладнання сучасних БпЛА

БпЛА - лише частина складного багатокomпонентного комплексу. Основні області використання БпЛА в цивільному секторі є виробничі, екологічні та геофізичні моніторинги; дистанційне зондування місцевості; охорона та спостереження територій.

До завдань які вирішує БпЛА відносять виявлення малих повітряних і наземних об'єктів, виявлення і пошук морських суден, аерофотозйомка, картографія, інспекція дотримання договірних зобов'язань; контроль гідро - метеообстановки і активно випромінюючих об'єктів,охорона важливих об'єктів і так далі.

Визначені вище завдання вирішуються при наявності у БпЛА відповідного бортового цільового спорядження.

Для виконання завдань спостереження поверхні в реальному масштабі і часі у польті та цифроїм зйомці обраних ділянок місцевості, включаючи важкодоступні ділянки, також визначення координат місцевості, що досліджується, корисне навантаження БпЛА повинне містити пристрої як *радіолінії передачі сигналів і даних, супутникову навігаційну систему, пристрій інформаційного обміну, пристрій зберігання видової інформації, бортову цифрову обчислювальну машину, пристрої командно-навігаційної радіолінії, пристрій обміну командною інформацією і пристрій отримання видової інформації.*

Пристрій детального огляду з поворотним пристроєм складається з ТК детального огляду з вузькопольним об'єктивом (ВПЗ) і трьохкоординатного поворотного пристрою, що забезпечує розворот камери по курсу, крену і тангажу по командам оператора для детального аналізу конкретної ділянки місцевості. Для забезпечення роботи в умовах низької освітленості ТК може бути доповнена тепловізійною камерою (ТПВ) на мікроболометричній матриці з вузькопольним об'єктивом. Можлива також заміна ТК на ЦФА. Подібне рішення дозволить використовувати БЛА для проведення аерофотозйомки при розвороті оптичної осі ЦФА в надир.

Пристрої радіолінії видової і телеметричної інформації (передавач і антенно-фідерний пристрій) повинні забезпечувати передачу видової і телеметричної інформації в реальному або близькому до реального масштабі часу на ПУ в межах радіовидимості.

Пристрої командно-навігаційної радіолінії (приймач і антенно-фідерний пристрій) повинні забезпечувати прийом в межах радіовидимості команд пілотування БЛА і управління його обладнанням.

Пристрій обміну командною інформацією забезпечує розподіл командної і навігаційної інформації по споживачам на борту БЛА.

Пристрій інформаційного обміну забезпечує розподіл видової інформації між бортовими джерелами видової інформації, передавачем радіолінії видової інформації і бортовим пристроєм зберігання видової інформації. Цей пристрій також забезпечує інформаційний обмін між усіма функціональними пристроями, що входять до складу цільового навантаження БЛА за обраним інтерфейсом (наприклад, RS-232). Через зовнішній порт цього пристрою перед зльотом БЛА проводиться введення польотного завдання і здійснюється передстартовий автоматизований вбудований контроль на функціонування основних вузлів і систем БЛА.

Супутникова навігаційна система забезпечує прив'язку координат (топоприв'язка) БЛА і спостережуваних об'єктів за сигналами глобальної супутникової навігаційної системи ГЛОНАСС (GPS). Супутникова навігаційна система складається з одного або двох приймачів (ГЛОНАСС / GPS) з антенними системами. Застосування двох приймачів, антени яких рознесені по будівельній осі БЛА, дозволяє визначати окрім координат БЛА значення його курсового кута.

Бортова цифрова обчислювальна машина (БЦВМ) забезпечує управління бортовим комплексом БЛА.

Пристрій зберігання видової інформації забезпечує накопичення обраної оператором (або відповідно до польотного завдання) видової інформації до моменту посадки БЛА. Це пристрій може бути знімним або стаціонарним. В останньому випадку повинен бути передбачений канал знімання накопиченої інформації в зовнішні пристрої після посадки БЛА. Інформація, зчитана з пристрою зберігання видової інформації, дозволяє проводити більш детальний аналіз при дешифруванні отриманої в польоті БЛА видової інформації.

Вбудований блок живлення забезпечує узгодження по напрузі і струмів споживання бортового джерела живлення і пристроїв, що входять до складу корисного навантаження, а також оперативний захист від коротких замикань і

перевантажень в електромережі. Залежно від класу БЛА корисне навантаження може доповнюватися різними видами РЛС, датчиками екологічного, радіаційного та хімічного моніторингу. Комплекс управління БЛА є складною, багаторівневу структуру, основне завдання якої - забезпечити виведення БЛА в визначений завданням район і виконання необхідних операцій згідно польотного завдання, а також забезпечити доставку інформації, отриманої бортовими засобами БЛА, на пункт управління.

1.4. Аналіз застосування інерціальних і супутникових навігаційних систем на БпЛА

Рішення задач навігації і орієнтації є однією з ключових проблем при управлінні рухомими об'єктами різного призначення, і, зокрема, БПЛА. Системи, здатні вирішувати такі завдання на борту сучасних апаратів, об'єднуються в єдиний інформаційно-керуючий комплекс, ядром якого є система орієнтації і навігації. Загальний напрямок у розвитку безпілотних об'єктів за останні десятиліття - мініатюризація об'єктів в цілому, завдяки використанню нової елементної бази та чутливих елементів, підвищення точності і надійності визначення параметрів руху з метою гарантії безпеки і ефективності експлуатації апаратів.

Основним шляхом підвищення точності і надійності є створення комплексів, в яких необхідний результат досягається за рахунок забезпечення надмірності інформації, оптимальних методів її обробки, оптимізації керуючої частини бортового комплексу. Перехід до мікро- і наномеханіки є спільною стратегією розвитку в сучасній промисловості, що стосовно інерціальним навігаційним систем найбільш яскраво відбивається в переході до мікромеханічним інерціальним датчикам. Даний підхід дозволяє отримати суттєвий вииграш в масогабаритних характеристиках апаратури, знизити її енергоспоживання і підвищити надійність. Іншою особливістю такого підходу є використання

супутникових навігаційних систем (СНС) в якості недорогого, надійного коректора. В таблиці 1.2 показано основні переваги та недоліки ІНС і СНС:

Тип системи	Основні переваги	Недоліки
СНС	Висока точність. Похибки не мають тенденції до росту.	Низька швидкість відновлення інформації (1...10 Гц). Відсутність інформації про кутову орієнтацію. Слабка завадозахищеність.
ІНС	Висока швидкість видачі інформації (до 100 Гц). Висока інформативність. Повна автономність. Висока завадостійкість та надійність навігаційного забезпечення.	Необмежене зростання похибок у часі. Необхідність знання моделі гравітаційного поля Землі.

Таблиця 1.2 Узагальнені характеристики ІНС та СНС

Спільне використання ІНС і СНС дозволяє з одного боку обмежити зростання похибок ІНС, а з іншого боку знизити шумову складову похибок СНС, підвищити темп видачі інформації бортовим споживачам, істотно підняти рівень завадозахищеності. У табл. 1.3 наведені дані, що характеризують якості ПСНС у порівнянні з окремими традиційними бортовими системами. Ці дані переконливо свідчать про перспективність комплексування ІНС і СНС. Саме тому комітет ІКАО з перспективних навігаційних систем (*FANS- Future Air Navigation System*) прийняв рішення про обов'язкове використання СНС у поєднанні з ІНС. Тому в даний час у всіх галузях авіації основним інформаційним ядром сучасного ПНК повинні бути інтегровані інерціально-супутникові навігаційні системи.

Таблиця 1.3 Порівняльні характеристики ПСНС з окремими ІНС і СНС

Фактори	Ступінь поліпшення
Точність	Для ІНС: багаторазово
Маса	Зменшення на 30-70%
Об'єм	Зменшення на 50-60%
Споживана потужність	Зменшення на 25-50%
Надійність	Збільшення \approx у 2 рази
Ступінь резервування	Збільшення на 50 % більше
Вартість	Зменшення на 30% і більше

До основних тенденцій розвитку ПСНС ЛА можна віднести покращення характеристик точності інерціальних вимірювачів – гіроскопів і акселерометрів, зменшення їх вартості та мініатюризація; використання у складі ПСНС безплатформових інерціальних навігаційних систем; покращення таких параметрів ПСНС, як точність, цілісність, доступність, безперервність; реалізація схеми можливого комплексування ІНС і СНС у напрямку підвищення рівня їх програмно-алгоритмічної інтеграції; підвищення рівня уніфікації та потенційної завадозахищеності інтегрованих ПСНС.

1.5 Аналіз алгоритмів комплексної обробки навігаційної інформації в навігаційних комплексах БпЛА

Основними задачами ІНК в БпЛА як постачальника інформаційного забезпечення польоту ЛА є:

- сумісна обробка навігаційної інформації, яка надходить на борт ЛА;
- забезпечення високої надійності функціонування бортових систем та комплексів ЛА і взагалі безпеки польоту за рахунок резервування джерел інформації.

Висока ефективність використання інформації, яка надходить на борт ЛА, забезпечується застосуванням різних методів її обробки. До основних методів обробки інформації треба віднести оптимальну фільтрацію й оптимальне управління, яке реалізується в сучасних ІНК. Найкращі результати підвищення якісних характеристик вимірювальних комплексів досягаються в системах зі структурною надмірністю. Під структурною надмірністю в ІНК розуміється можливість отримання пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома способами з використанням сигналів від приладів та вимірювальних систем, що входять до складу ІНК в БпЛА. Отримана таким образом інформація комплексується.

В існуючих ІНК широке розповсюдження знайшли такі способи сумісної обробки однорідної інформації, що надходить від декількох вимірників:

- взаємна компенсація і фільтрація похибок вимірювальних приладів, що вимірюють один і той самий навігаційний параметр;
- оптимальне оцінювання вектора стану з використанням апіорної інформації про контрольований процес та поточні вимірювання, що реалізує алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

1.5.1 Схема компенсації

Схема компенсації є наразі найрозповсюдженішою у використанні при обробці навігаційної інформації в таких випадках, коли один і той же НП параметр вимірюється двома або декількома вимірниками, а робота таких вимірників базується на різних фізичних принципах. В такій ситуації даний алгоритм надає можливість значно зменшити похибки вимірювання. Його реалізація представлена на рис. 1.4.1:

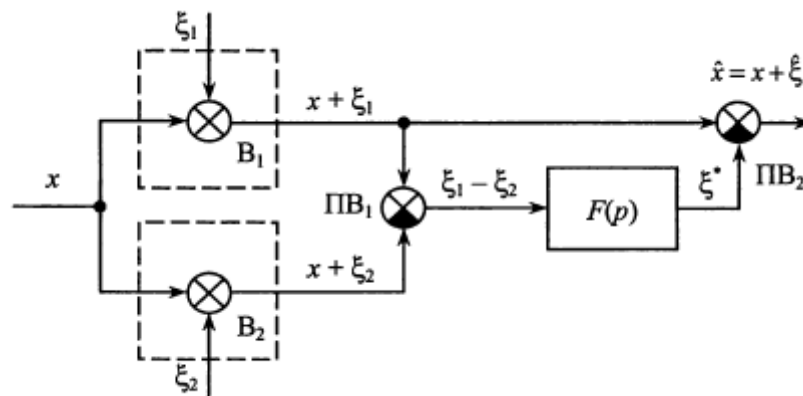


Рис.1.5.1 Реалізація схеми компенсації

Сигнали вимірників B1 і B2, які крім вимірюваної величини x мають у собі ілонмачск сигнали помилок ξ_1 і ξ_2 , поступають на вхід пристрою віднімання ПВ₁, на виході якого формується сигнал:

$$\xi = (x + \xi_1) - (x + \xi_2) = \xi_1 - \xi_2;$$

Такий сигнал проходить скрізь динамічний фільтр $F(p)$ і на другому пристрої ПВ₂ віднімається від сигналу першої (коректованої) системи.

Далі таке рівняння можна записати у вигляді

$$\hat{x} = x + [1 - F(p)]\xi_1 + F(p)\xi_2 = x + \xi; \quad (1)$$

де $\xi = [1 - F(p)]\xi_1 + F(p)\xi_2$ – помилка комплексної системи.

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду ξ_1 і заглушував заваду ξ_2 , тоді помилка комплексної системи буде мінімальною, іншими словами помилка ξ зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завад ξ_1 і ξ_2 . У випадку значної різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра $F(p)$ (рис.1) повністю буде відтворюватися завада ξ_1 , а на виході другого пристрою віднімання ПВ2 відтворюється точне значення вимірюваного параметра x , оскільки

$$\hat{x} = x + \xi_1 - \xi_1 = x.$$

Однак реальний фільтр, пропускаючи частку енергії завади ξ_1 , не повністю заглушує ξ_2 , як наслідок цього вихідний сигнал схеми окрім потрібної величини x буде містити похибку ξ .

Згідно до умов $F(p)$ повинен бути фільтром низьких частот, і тоді фільтр з характеристикою $[1 - F(p)]$ стає фільтром високих частот. Фільтр низьких частот може бути реалізований, в простішому випадку, за допомогою реальної аперіодичної ланки з передаточною функцією

$$F(p) = \frac{1}{Tp+1},$$

де T – стала часу фільтра.

Передаточна функція фільтра високих частот

$$[1 - F(p)] = \frac{Tp}{Tp+1}$$

являє собою реальну диференційовану ланку.

То схему компенсації, що наведена на рис. 1.4.1, можна подати як еквівалентну схему отримання оцінки $\hat{x} = x + \xi$ (рис. 1.4.2)

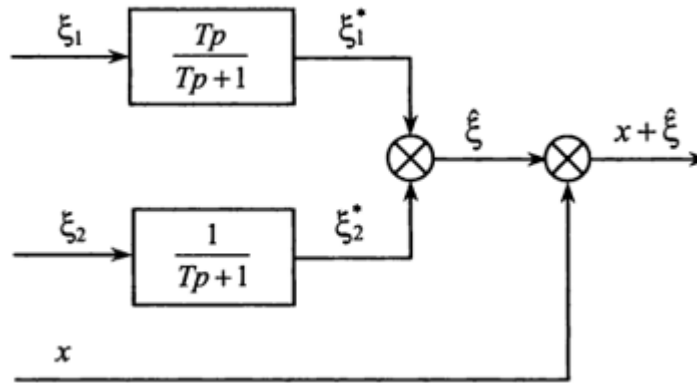


Рис.1.5.2

1.5.2 Схема фільтрації

Представлена схема фільтрації у випадку, коли один і той же параметр вимірюється двома вимірниками, має вигляд, показаний на рис. 1.5.3

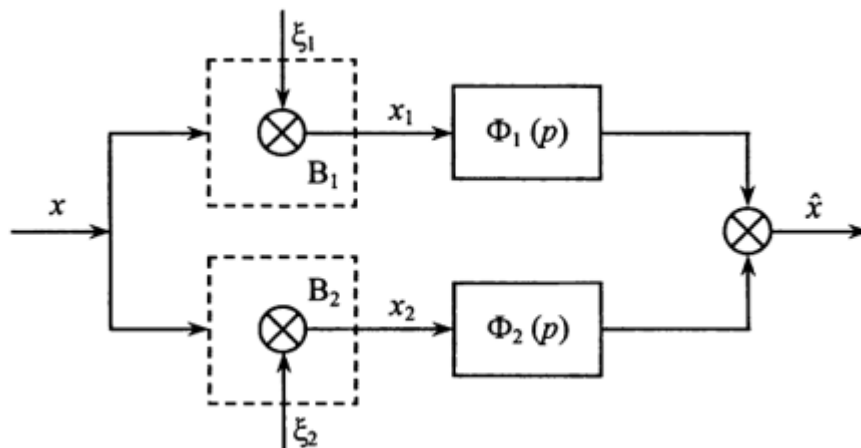


Рис.1.5.3

Сигнал на виході такої системи описується рівнянням

$$\hat{x} = \Phi_1(p)(x + \xi_1) + \Phi_2(p)(x + \xi_2),$$

Або

$$\hat{x} = [\Phi_1(p) + \Phi_2(p)]x + \Phi_1(p)\xi_1 + \Phi_2(p)\xi_2.$$

Щоб система не вносила динамічних похибок, необхідно виконати умову

$$\Phi_1(p) + \Phi_2(p) = 1.$$

В даному випадку вихідний сигнал матиме вигляд

$$\hat{x} = x + [1 - \Phi_2(p)]\xi_1 + \Phi_2(p)\xi_2 = x + \hat{\xi}, \quad (2)$$

$$\text{де } \hat{\xi} = [1 - \Phi_2(p)]\xi_1 + \Phi_2(p)\xi_2.$$

Отже, при $\Phi_2(p) = F(p)$ вираз (2) перетворюється у вираз (1), що свідчить про еквівалентність схем компенсації і фільтрації.

1.5.3 Методи оптимальної обробки інформації в ІНК

Методи оптимальної обробки інформації в ІНК використовуються з метою отримання оцінок вектора стану ПС(або деякої частини цього вектора) з умовами впливу випадкових збурень і завад на процес вимірювання. Оцінюються не самі параметри польоту, а їхні похибки.

Вектор стану динамічної системи описується векторноматричним рівнянням [4, 20]

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)V_x(t), \quad (3)$$

де $\dot{X}(t)$ – n -мірний вектор стану системи; $A(t)$ – квадратна матриця розмірності $n \times n$, яка являє собою матрицю коефіцієнтів системи; $V_x(t)$ – k -мірний вектор, що діють на вході динамічної системи; $B(t)$ – матриця збурень розмірності $m \times k$.

Тоді, компоненти вектора $V_x(t)$ лінійно пов'язані з випадковими функціями типу білого шуму і мають нульові математичні сподівання $M[V_x(t)] = 0$ і характеризуються кореляційною матрицею $R_x(t) = M[V_x(t), V_x^T(t)]$.

Тоді

$$M[V_x(t)] = 0;$$

$$M[V_x(t), V_x^T(\tau)] = R_x(t)\delta(t - \tau),$$

де M – символ математичного сподівання; $\delta(t - \tau)$ – дельта-функція.

З вектором стану системи $X(t)$ співвідношенням

$$Y(t) = H(t)X(t) \quad (4)$$

зв'язаний вектор спостережень $Y(t)$ розмірності m .

У рівнянні (4) $H(t)$ – матриця зв'язку (матриця спостережень).

Необхідною умовою оптимального оцінювання є повна спостережливість вектора стану $X(t)$ за вектором спостереження $Y(t)$.

Вважається, що процес $X(t)$ цілком спостережуваний на інтервалі $t \in [t_1, t_2]$, якщо за значенням вектора $Y(t)$ при $t \in [t_1, t_2]$ можна почислити значення вектора $X(t)$ при $t \in [t_1, t_2]$. Умова повної спостережуваності - $m \leq n$. Оскільки компоненти вектора $Y(t)$ вимірюються з помилками, то як наслідок вимірювання отримують новий вектор вимірювання

$$Z(t) = Y(t) + V_z(t),$$

де $V_z(t)$ – вектор помилок вимірювання (компоненти можуть бути поданими у вигляді білого шуму з нульовим математичним сподіванням). Вектор $V_z(t)$, аналогічно вектору $V_x(t)$, характеризується кореляційною матрицею $R_z(t)$ розмірності $m \times m$, тобто

$$M[V_z(t)] = 0;$$

$$M[V_z(t), V_z^T(\tau)] = R_z(t) \delta(t - \tau).$$

Допускаючи, що компоненти $V_x(t)$ і $V_z(t)$ є некорельованими, на підставі викладеного математичну модель динамічної системи та рівняння спостереження запишемо у вигляді

$$\begin{aligned} \dot{X} &= A(t)X(t) + B(t) V_x(t); \\ Z(t) &= H(t)X(t) + V_z(t). \end{aligned} \quad (5)$$

За оптимальної обробки навігаційної інформації в ІНК найважливішим процесом є процес отримання оптимальних оцінок $\hat{X}(t)$. В основу алгоритмів отримання оптимальних оцінок можуть бути викладені такі методи обробки інформації :

1. Методи найменших квадратів (МНК) – застосовується для одержання оптимальних оцінок при обробці накопичених вимірювань.

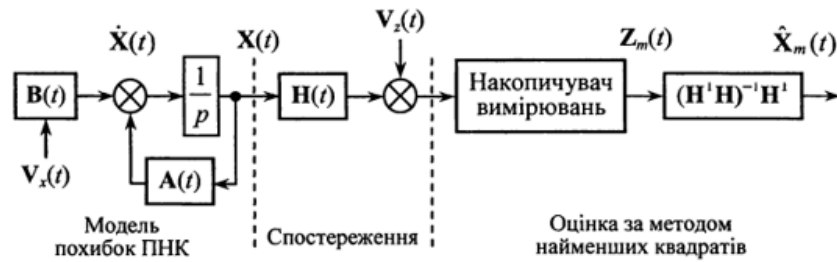


Рис. 1.5.4 Структурна схема одержання оптимальних оцінок за МНК

Метод використовують лише у випадку виміру одного і того самого параметра одночасно кількома датчиками.

2. Метод максимуму правдоподібності;

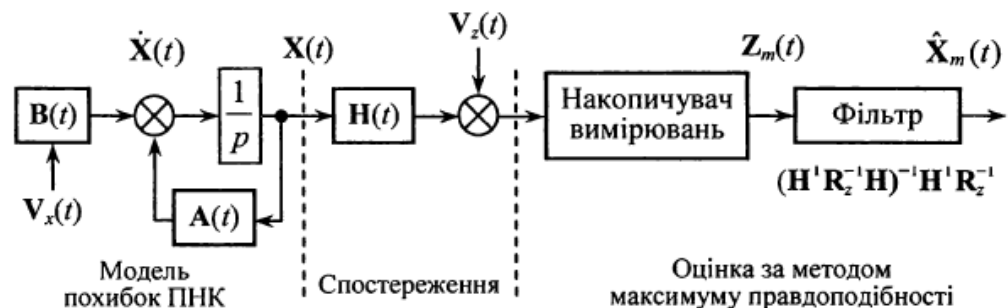


Рис.1.5.5 Структурна схема отримання оптимальних оцінок методом максимуму правдоподібності

Використовується лише при вимірювання одного і того самого параметру декількома системами.

3. Оптимальний фільтр Калмана(рекурентний метод).

Такий метод дозволяє отримати оцінку параметра після кожного досліді.

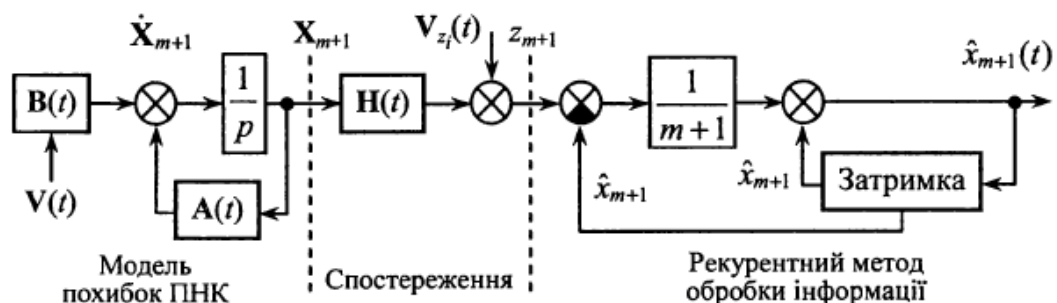


Рис.1.5.6. Математична модель рекурентного методу обробки інформації

Рекурентний алгоритм $\hat{x}_{m+1} = \hat{x}_m + k(z_{m+1} - \hat{x}_m)$ зв'язує поточне значення оцінки \hat{x}_{m+1} з її попереднім значенням \hat{x}_m .

Різниця $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$ є показником цінності інформації, яку отримують при проведенні (z_{m+1}) -го спостереження. Тоді ,якщо ця різниця близька до нуля , то зафіксоване спостереження z_{m+1} не несе будь-якої нової інформації у порівнянні з апіорною і в цьому випадку $\hat{x}_{m+1} \cong \hat{x}_m$. Навпаки, при великій різниці $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$ з урахуванням вагового коефіцієнта здійснюється суттєве уточнення оцінки \hat{x}_m , отриманої на попередньому кроці розрахунків . Проте коефіцієнт $k = \frac{1}{m+1}$ отримано без використання критерію оптимальності , тому оцінка \hat{x}_{m+1} також не є оптимальною, що знижує цінність даного методу обробки інформації.

Щодо алгоритму неперервного оптимального фільтра Калмана (ОФК) ,то такий алгоритм поєднує розв'язок двох задач : фільтрації і спостереження.

Принцип будови ОФК для випадку лінійної ситеми ,що описана системою рівнянь (5). Задача стоїть у знаходженні оцінки \hat{X} , щоб помилки оцінювання

$$\Delta(t) = X(t) - \hat{X}(t)$$

бути мінімальними. Інше кажучи, необхідно забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці

$$P(t) = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & \dots & p_{1n} \\ p_{21} & p_{22} & \dots & p_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{n1} & p_{n2} & \dots & p_{nn} \end{bmatrix} = M[\Delta(t)\Delta^T(t)] .$$

У коваріаційної матриці $P(t)$ члени $p_{ii} = D_i = \sigma_i^2$ характеризують дисперсії помилок оцінювання співпадаючих координат x_i ,а члени p_{ij} – їхню взаємну кореляцію.

Для динамічної системи (5) оптимальним фільтром , що забезпечує мінімум сліду матриці P є алгоритм з трьох блоків:

- Основного блоку

$$\hat{\dot{X}}(t) = A(t)\hat{X}(t) + K_\Phi(t)[Z(t) - H(t)\hat{X}(t)];$$

- Блоку обчислення коефіцієнтів корекції

$$K_\Phi(t) = P(t)H^T(t)R_z^{-1}(t);$$

- Блоку розв'язання рівняння коваріацій

$$\dot{P}(t) = A(t)P(t) + P(t)A^T(t) - P(t)H^T(t)R_z^{-1}(t)H(t)P(t) + \\ + B(t)R_x(t)B^T(t).$$

Алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора X при виконанні умов спостережуваності динамічної системи. Його особливість у виборі коефіцієнтів матриці K_Φ . Вихідні значення оцінок $\hat{X}(0)$ визначаються за попередньою інформацією про координати вектора X . Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінювання $P(t)$ необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання, або попередньо, якщо це можливо. Зміст рівняння коваріацій, за яким розраховується матриця $P(t)$, пояснюється таким чином: якщо модель динамічної системи ідеально точна, то реальні помилки оцінювання для фільтра, побудованого за вказаним рівнянням, будуть співпадати з коваріаціями $P(2)$ і при цьому вони будуть мінімальні. Отже, оптимальність фільтра буде досягнута тільки у випадку точного опису структури моделі системи та правильно обраних параметрів: A, B, H, R_x, R_z

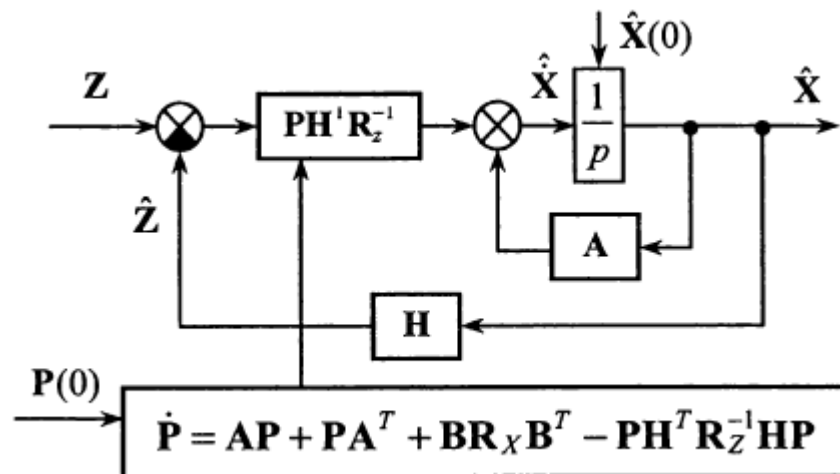


Рис.1.5.7 Структурна схема алгоритму ОФК

Ось чому під час синтезу систем оцінювання особливу увагу приділяють процесу складання математичних моделей вимірників та досліджуваної системи.

1.6 Патентний пошук

В данному розділі буде представлено декілька патентів, що стосуються інтегрованих навігаційно-супутникових систем для аналізу розробок у даній темі.

1. Патент **RU02251663** (Дата патентування - **10.05.2005**)

Назва патенту – ІНТЕГРОВАНІЙ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Винахідники - Бекишев А.В. (RU), Жуков С.П. (RU), Зименков В.Д. (RU), Козлов О.А. (RU), Пятко С.Г. (RU), Старостин И.А. (RU), Тарасов В.А. (RU), Танюхин И.М. (RU)

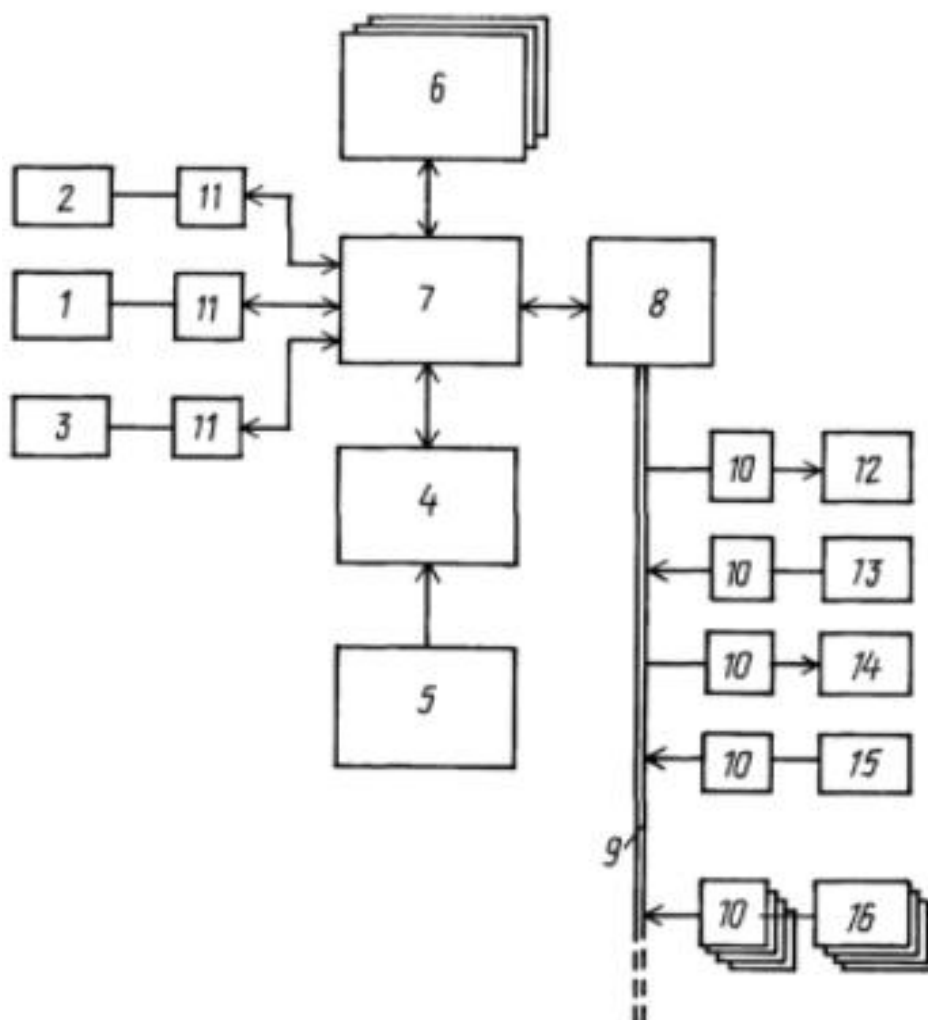


Рис. 1.6.1 Схема винаходу патенту RU02251663

Винахід відноситься до галузі управління і навігації і може бути використано на літальних апаратах різного типу і призначення: літаках, вертольотах, екранольоти і дирижаблях, а також на водних і наземних транспортних засобах. Інтегрований пілотажно-навігаційний комплекс містить інерційну навігаційну систему 1 і супутникову навігаційну систему автоматичного залежного спостереження АЗН-В 2, датчики системи повітряних параметрів 3, обчислювальну систему 4, систему введення даних і команд управління 5, з'єднану з обчислювальною системою, багатофункціональну систему індикації та сигналізації 6, концентратор 7, комп'ютер 8, шину обміну даними 9, адаптери 10, інтерфейсні модулі 11, приводи 12 і датчики 13 системи управління польотом, приводи 14 і датчики 15 системи управління вектором тяги силової установки і датчики 16 бортових систем. Пілотажно-навігаційний комплекс виконаний на основі єдиних апаратних і програмно-обчислювальних засобів, що забезпечують навігацію, управління польотом і вектором тяги силової установки, а також здійснення контролю і оцінки стану бортових систем і агрегатів літака в процесі експлуатації. Технічний результат - підвищення ступеня інтеграції комплексу з бортовими системами і рівня безпеки польотів літального апарату. За рахунок інтеграції з іншими бортовими системами комплекс має меншу масу і габарити, мале енергоспоживання і меншу вартість.

Інтегрований пілотажно-навігаційний комплекс відповідно до винаходу через свою унікальність може знайти широке застосування в літальних апаратах різного типу, так як його основна частина (дро) без будь-яких змін може встановлюватися на будь-який літальний апарат, а за допомогою змінної частини легко адаптуватися до конкретного типу літального апарату. З цих причин комплекс може бути виконаний в більш короткі терміни і з меншими витратами.

2.Патент **RU02277696** (Дата патентування – **10.06.2006**) Винахідники - Фомичев Алексей Алексеевич (RU), Колчев Андрей,Борисович (RU),Успенский Валерий Борисович (UA), Брославец Юрий Юрьевич (RU), Чистяков Геннадий

Андреевич (RU), Счастливцев Кирилл Юрьевич (UA), Китаев Сергей Михайлович (RU).

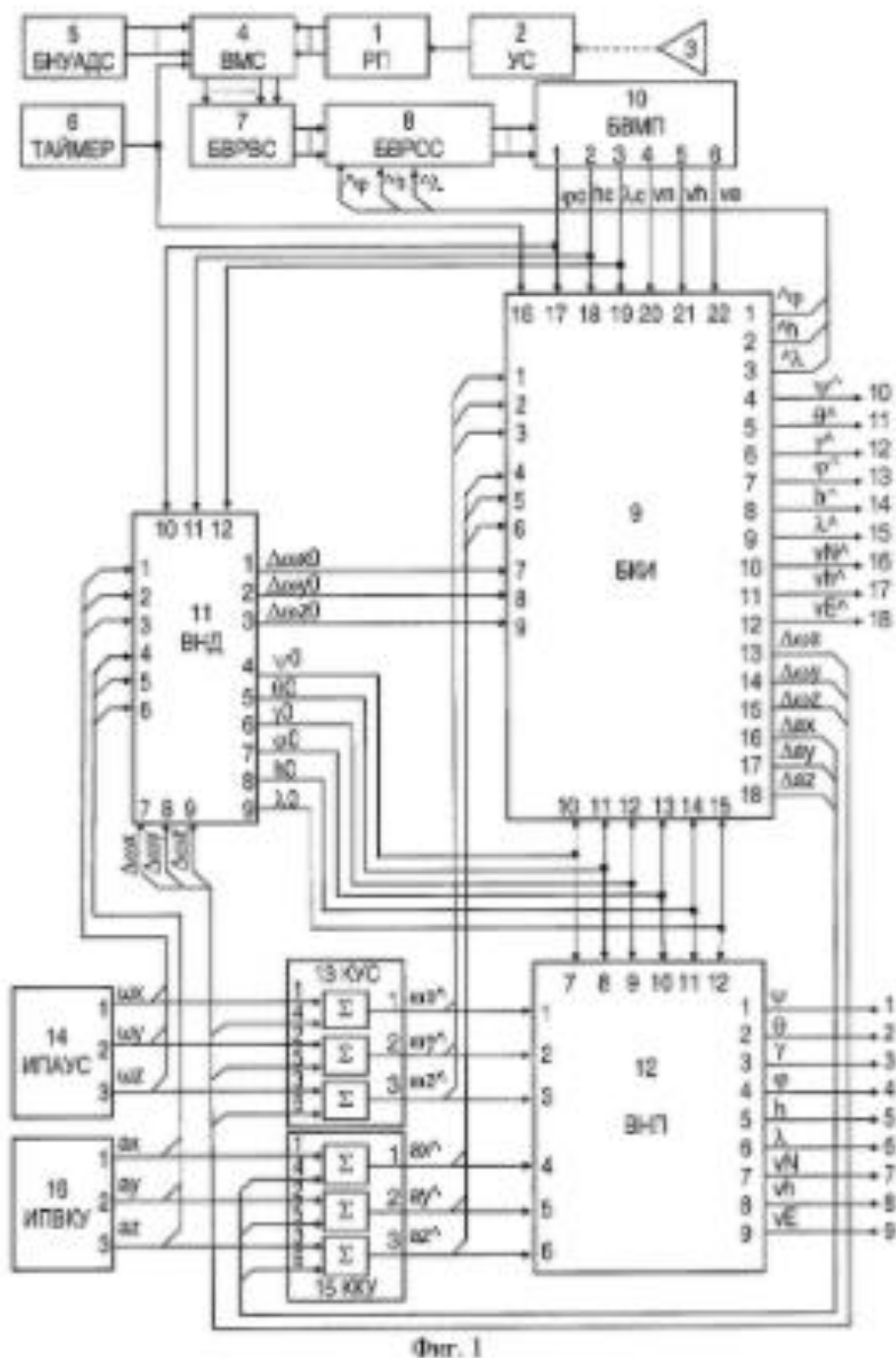


Рис.1.6.2 Схема винаходу патенту RU02277696

Винахід відноситься до навігаційної техніки і може бути використано при проектуванні комплексних навігаційних систем. Інтегрована інерціально-

супутникова навігаційна система містить радіоприймач, поєднаний через підсилювач з антеною, виходами підключений до обчислювача розташування навігаційних супутників, а входами до блоку початкової установки альманаху даних про орбіти супутників, виходи цього обчислювача з'єднані з входами блоку виділення радіовидимість супутників, виходи якого підключені до першій групі входів блоку виділення робочого сузір'я супутників, з'єднаного виходами з входами блоку визначити ваше місце перебування користувача, а також вимірювач проекцій абсолютної кутової швидкості і вимірювач проекцій вектора уявного прискорення, своїми виходами відповідно через коректор кутової швидкості і коректор удаваного прискорення підключення до першої групи входів обчислювача навігаційних параметрів, виходи якого з'єднані з першою групою виходів системи. У систему також входить обчислювач початкових даних, трьома групами входів підключений відповідно до виходів вимірювача проекцій абсолютної кутової швидкості і вимірювача проекцій вектора уявного прискорення, виходів блоку комплексування інформації, а також виходів блоку визначити ваше місце перебування користувача, при цьому обчислювач початкових даних частиною виходів підключений до входів обчислювача навігаційних параметрів, а всіма виходами до першої групи входів блоку комплексування інформації, друга група входів якого пов'язана з виходами коректора кутової швидкості і коректора удаваного прискорення, а третя група входів підключена до виходів блоку визначити ваше місце перебування користувача. Одна група виходів блоку комплексування інформації підключена до другої групи входів блоку вибору робочого сузір'я супутників, інша група виходів безпосередньо з'єднана з другою групою виходів системи, третя група виходів підключена до входів коректора удаваного прискорення, а четверта група виходів з'єднана з входами коректора кутової швидкості і другою групою входів обчислювача початкових даних. Технічний результат - підвищення автономності системи, розширення складу формованих сигналів, підвищення точності.

3.Патент RU0002462690 (Дата патентування – 27.09.2012)

Назва патенту - ІНТЕГРОВАНА ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВА СИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ І НАВІГАЦІЇ

Винахідники - Блажнов Борис Александрович (RU),Волынский Денис Валерьевич (RU),Емельянцеv Геннадий Иванович (RU),Коротков Александр Николаевич (RU),Несенюк Леонид Петрович (RU), Семенов Илья Вячеславович (RU),Степанов Алексей Петрович (RU)

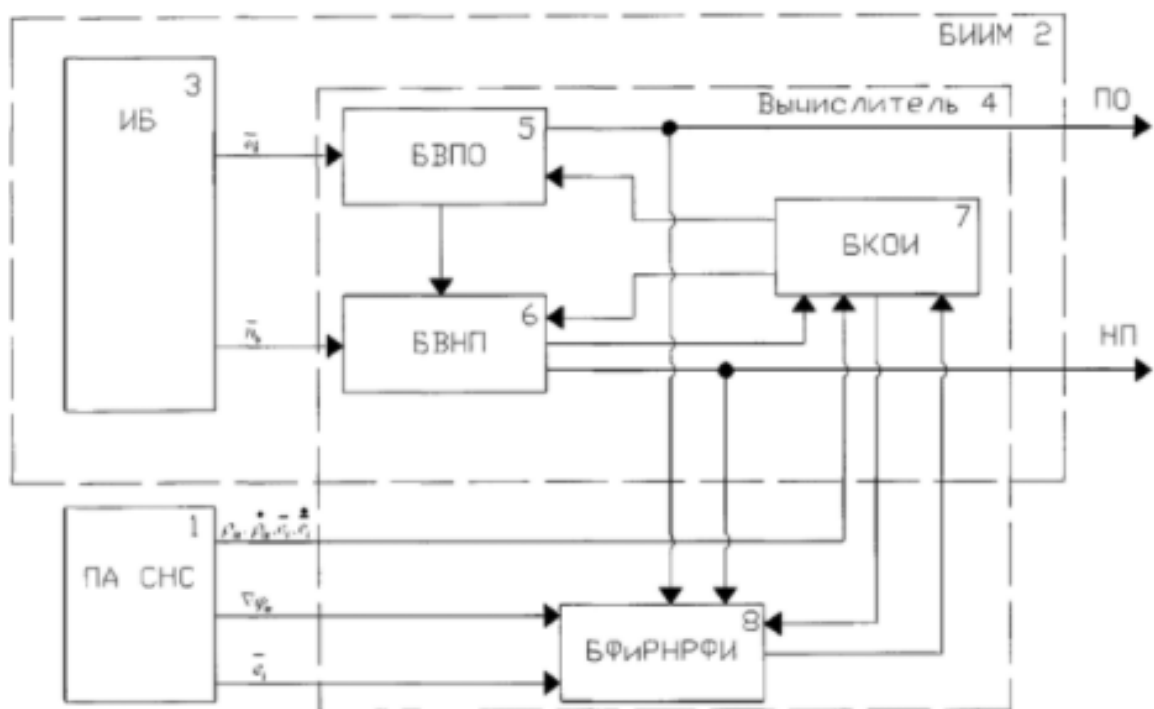


Рис.1.6.3 Схема винаходу патенту RU0002462690

Інтегрована інерціально-супутникова система орієнтації і навігації, що містить бескарданний інерційних вимірювальний модуль (БІМ), що включає вимірювальний блок (ІБ) на гіроскопах і акселерометрах низькою точності, блок вироблення параметрів орієнтації (БВПО), блок вироблення навігаційних параметрів (БВНП), блок комплексної обробки інформації (БКОІ) і приймальну апаратуру супутникової навігаційної системи (ПА СНС), що включає два або кілька приймача ГЛОНАСС / GPS з рознесеними на відповідних базах антенами і

блок вироблення друге різниць фаз сигналів на частоті, при цьому перший вихід ІБ за складовими кутової швидкості об'єкта з'єднаний зі входом блоку БВПО, другий вихід ІБ за складовими лінійного прискорення об'єкта з'єднаний зі входом блоку БВНП, перший вихід БВПО по куту курсу і кутах качки об'єкта з'єднаний зі входом блоку БВНП, перший вихід БВНП за координатами місця і складовим лінійної швидкості руху об'єкта з'єднаний з входом блоку БКОІ, перший вихід до віді за оцінками похибок кута курсу і кутів качок об'єкта, оцінками дрейфів гіроскопів з'єднаний зі входом блоку БВПО, другий вихід БКОІ за оцінками похибок координат місця і складовим лінійної швидкості руху об'єкта з'єднаний зі входом блоку БВНП, перший вихід ПА СНС по виміряним значенням навігаційних параметрів з'єднаний зі входом блоку БКОІ, що відрізняється тим, що до складу БПМ додатково введено блок формування і вирішення неоднозначності різницевих фазових вимірювань (БФіРНРФІ), перший вхід якого з'єднаний з другим виходом блоку ПА СНС по виміряним значенням друге різниць фаз сигналів навігаційних супутників, другий вхід з'єднаний з третім виходом блоку ПА СНС за координатами навігаційних супутників, третій вхід з'єднаний з другим виходом блоку БВНП за координатами місця і складовим лінійної швидкості руху об'єкта, четвертий вхід з'єднаний з другим виходом блоку БВПО по куту курсу і кутах качок об'єкта, п'ятий вхід з'єднаний з третім виходом блоку БКОІ за оцінками залишкових неоднозначностей фазових вимірювань, а вихід блоку БФіРНРФІ за різницевиими вимірами друге різниць фаз пар навігаційних супутників з'єднаний з одним із входів блоку БКОІ, при цьому ІБ БПМ і опорна антена ПА СНС встановлюються на максимально можливому відстані від центру мас об'єкта, обмеженому розмірами об'єкта .

1.7 Постановка задачі

Перевагами ІНС є безперервна динамічна видача користувачеві повного навігаційного рішення - всіх навігаційних параметрів, можливість видачі

інформації з високою частотою, незалежність від зовнішніх джерел інформації. Проте ІНС мають такі недоліки: абсолютна залежність точності вихідної інформації ІНС від точності чутливих елементів, а також, такий істотний недолік, як накопичення похибок у визначенні навігаційних параметрів пропорційно часу функціонування. Для забезпечення довготривалої точності ІНС в якості чутливих елементів застосовуються надточні та з високою вартістю гіроскопи та акселерометри, що сильно ускладнюють систему і роблять її дорожчою. Для підвищення точності необхідно періодично коригувати дані ІНС за інформацією від зовнішніх навігаційних приладів.

В якості найбільш перспективного коректора ІНС на сьогодні є супутникові навігаційні системи (СНС), що забезпечують глобальний доступ до навігаційних даних та не мають накопичення похибок в часі. Крім того, сучасна апаратура споживачів СНС (АС СНС) відноситься до дешевих інерціальних вимірювачів і тому набуває широкого поширення. Однак, частота видачі навігаційних даних СНС не перевищує 10 Гц, що недостатньо для розв'язання задач управління БпЛА. Ця обставина не дозволяє використовувати їх як окреме (єдине) засіб навігації БпЛА. Тому комплексування супутникових і інерційних навігаційних систем є ефективним і перспективним засобом забезпечення необхідних тактико-технічних характеристик бортового навігаційного комплексу БпЛА.

Запропоновано структуру інтегрованого навігаційного комплексу БпЛА, що побудований на основі неінваріантного підходу та передбачає можливість компенсації в польоті інструментальних помилок вимірювальних елементів - гіроскопів і акселерометрів. В результаті в основний алгоритм роботи ІНК ІНС/СНС передаються кориговані показання гіроскопів і акселерометрів.

Для оцінки точності і часу визначення навігаційних параметрів проведено моделювання роботи системи. Встановлено, що одним з можливих шляхів підвищення точності є докалібровка інструментальних погрешностей ІНС в польоті та їх врахування у фільтрі Калмана. Використання замкнутої схеми з

компенсацією впливу інструментальних погрешностей дозволить значно підвищити точність роботи ІНС при втраті сигналів СНС.

Далі в таблиці нижче будуть показані вирішені та невирішені задачі за темою магістерської дисертації.

№ з/п	Вирішені задачі	Проблемні питання
1	Інтегровані навігаційні комплекси БпЛА створені та функціонують. Існує загальна методика розроблення алгоритмів ІНК на основі застосування теорії оптимального оцінювання та фільтрів Калманівського типу.	ІНК окремого типу БпЛА відрізняються складом навігаційних засобів (включаючи коректори), що входять до його складу, умовами застосування і тактико-технічними вимогами, а розроблення алгоритмів ІНК має свої особливості для кожного типу БпЛА. Тому алгоритми ІНК розробляються за загальною методикою, але на основі досвіду розробників, які кожен по різному враховує особливості БпЛА. Проблемою є адекватне врахування особливостей БпЛА в алгоритмах ІНС.
2	Для інтегрування ІНС + СНС зазвичай застосовуються відомі схеми інтеграції: роздільна, слабоз'язана, сильноз'язана та	Більшу точність навігаційних вимірювань можна отримати без процедури лінеаризації навігаційних рівнянь, а шляхом

	<p>глибоко інтегрована. При цьому для інтеграції використовується інваріантний підхід, що передбачає використання лінеаризованих рівнянь похибок ІНС та спостережень (у вигляді різниць показань ІНС і СНС). При цьому результати фільтрації отримуються у вигляді похибок навігаційних параметрів. Самі навігаційні параметри є результатом додавання значення навігаційних параметрів на попередньому кроці обчислення і отриманої похибки.</p>	<p>використання в якості рівнянь системи нелінійних рівняння для навігаційних параметрів ІНС. Такий підхід отримав назву неінваріантний (неінваріантна схема інтегрування). Він є перспективним для ІНК БпЛА, але мало використовується. В магістерській дисертації пропонується саме такий підхід до побудови ІНС БпЛА.</p>
3	<p>Алгоритми компенсації похибок інерціальних датчиків (калібровка) добре розроблені для наземної (лабораторної) реалізації. Але перед запуском БпЛА в реальних умовах існує потреба у проведенні додаткового калібрування ІНС, так званого передстартового калібрування. Для підвищення точності роботи ІНС може використовуватись докалібровка ІНС БпЛА в польоті.</p>	<p>Алгоритми докалібровки ІНС в польоті можуть бути реалізовані по-різному. В магістерській дисертації пропонується компенсаційний підхід, що передбачає визначення компенсаційних поправок до коефіцієнтів калібровки інерціальних датчиків. Такі поправки отримуються в процесі спеціального початкового маневру БпЛА, перед виходом на маршрут польоту. За рахунок поправок вдається врахувати особливості</p>

		функціонування ІНС в конкретному польоті.
--	--	---

Таблиця 1.4 Аналіз вирішених та невирішених задач за темою дисертації

Таким чином, в магістерській дисертації пропонується неінваріантний компенсаційний підхід (схема) побудови інтегрованих навігаційних комплексів БпЛА.

Висновки до першого розділу

Отже, в цьому розділі було зроблено комплексний огляд інерціально-супутникових навігаційних систем, приділено увагу історії і доцільності створення таких систем, шляхом розкриття основних переваг та недоліків інерціальної і супутникової системи окремо, а також алгоритми ті їх структурні схеми, за допомогою яких здійснюється обробка навігаційної інформації.

Оскільки системи ІНС використовуються в БпЛА, було зроблено порівняльний аналіз існуючих БпЛА з різних країн, для того аби з'ясувати сучасний стан і перспективи розвитку у всьому світі і в Україні в особливості. В результаті було з'ясовано, що основні технічні характеристики БпЛА, що виробляються в Україні є на рівні з закордонними виробникам. Але виробництво та розвиток такої промисловості в нашій країні є на рівні приватних фірм та власної ініціативи окремих людей, що вказує на перспективний та практично не освоєний ринок безпілотників на території нашої країни.

Основною задачею комплексу БпЛА є забезпечення безпечного проведення БпЛА у необхідну точку і виконання роботи згідно до польотного завдання і забезпечення передачі необхідної інформації, яка була отримана бортовими системами безпілотними літальними апаратами, на пункт управління.

Шляхом огляду деяких патентів ,що стосуються розробки ІСНС , видно ,що основна частинка таких винаходів спрямована на підвищення надійності і точності вимірів, зменшення затрат та часу на виготовлення системи, зменшення габаритів і відповідно маси об'єкту.

Підсумовуючи всі вище викладені розділі було поставлено задачу магістерської дисертації : синтезувати алгоритм інтегрованого ІНС+СНС навігаційного комплексу БПЛА на основі неінваріантного підходу з підвищеною обчислювальною надійністю за рахунок винесення задачі обчислення поправок до показань інерціальних датчиків у окрему обчислювальну процедуру.

2. ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА НЕІНВАРІАНТНОГО ТИПУ

В першому розділі було розглянуто поняття інтегрованих інерцально-супутникових навігаційних систем, також принцип роботи , сучасний стан та перспективи. Але аби виконати постановку задачі необхідно розглянути математику таких систем (математичні моделі кожної з систем окремо). Оскільки основною задачею магістерської дисертації є проектування алгоритму ІНС , то для початку треба показати всі існуючі алгоритми комплексування і причину вибору одного з них. Також ,у даному розділі буде представлена методика математичного моделювання ІНС та результати такого моделювання.

2.1. Математичні моделі інерціальної і супутникової навігаційних систем

2.1.1. Математична модель похибок інерціальної навігаційної системи

Для початку розглянемо чим саме обумовлюються похибки ІНС. Основні причини це:

- методичні похибки, зокрема, похибки математичної моделі Землі, у тому числі моделі, що використовується для врахування впливу гравітаційного поля на покази інерціальних чутливих елементів;
- похибки обчислень;
- похибками датчиків первинної інформації.

Методичні похибки ІНС виникають в результаті спрощення кінематичних рівнянь інерціальної навігації. Спростувати кінематичні рівняння доцільно, після того як обрані основні елементи ІНС (акселерометри та гіроскопи). Причому, вибирати елементи ІНС можна після наближеного розрахунку похибок для найпростішого випадку однокомпонентної ІНС, методика такого розрахунку наведена в гл. 8. Спростувати кінематичні рівняння ІНС доцільно доти, поки методичні похибки, що обумовлені цими спрощеннями, будуть порівняні з зонами нечутливості або дрейфом нуля відповідних елементів.

Основний внесок у методичні похибки ІНС надають спрощення, пов'язані з математичною моделлю Землі, зокрема спрощення розрахунків радіусів кривизни земного сфероїда (еліпсоїда обертання), а для безплатформних ІНС спрощення математичної моделі прискорення сили ваги.

Вихідні похибки ІНС, пов'язані з похибками обчислень, обумовлюються похибками методів і алгоритмів реалізації обчислювальних процедур у бортовому цифровому обчислювачі.

Рівняння похибок БІНС описують збурений режим роботи системи і є основою при аналізі її точності, при організації корекції, при побудові оптимальних навігаційних алгоритмів. Зв'язок між похибками обчислення дев'яти основних навігаційних параметрів, що створюють вектор стану БІНС, і похибками чутливих елементів задається лінійним диференціальним рівнянням [13]

$$\dot{x} = D(t) * x + \begin{bmatrix} 0 \\ \varepsilon_a \\ \varepsilon_r \end{bmatrix},$$

де x – дев'ятимірний вектор стану системи, що складається з похибок обчислення координат $\delta R = R' - R$ (R, R' – радіусивектори справжнього й обчисленого ІНС місця розташування відповідно); швидкості $\delta V = V' - V$ (V, V' – вектори справжньої і обчисленої в ІНС абсолютної швидкості руху ЛА); кутової орієнтації

$\Theta = [\alpha, \beta, \delta]$; (α, β, δ – кутові похибки орієнтації вимірювального тригранника відносно обчисленого); D – перехідна матриця стану системи; ε_a – сумарний вектор похибок акселерометра, який включає систематичну складову, похибку через масштабні коефіцієнти і т. ін.; ε_r – сумарний вектор дрейфу гіроскопічних датчиків, який складається з випадкового блукання, систематичної складової, відходу і т. ін.

Далі буде загальний підхід, заснований на формальному варіюванні вихідного векторного основного рівняння інерціальної навігації у формі

$$\frac{d^2 R}{dt^2} = a + g(R) \quad (1)$$

Рівняння, які отримають при цьому, більш загальні і можуть бути з мінімальними змінами застосовані практично до будь-якого типу систем. Отже, проводячи формальне варіювання вихідного рівняння (1), одержуємо

$$\frac{d^2 \delta R}{dt^2} = \delta a + \delta g(R) \quad (2)$$

де δR – вектор повної похибки БІНС у визначенні місця розташування; δa – похибка акселерометра у вимірюванні вектора уявного прискорення об'єкта a ; $\delta g(R)$ – похибка формулювання моделі вектора гравітаційного прискорення, що прийнята в БІНС. Виразимо похибку вектора $\delta g(R)$ через варіацію δR . Для об'єктів, що знаходяться над поверхнею Землі, масу Землі можна розглядати як зосередженою в її центрі, а прискорення сили тяжіння обернено пропорційно квадрату відстані, тоді

$$g = g_0 \frac{R_3^2}{R^2} = \frac{\mu}{R^2}$$

де $\mu = g_0 R_3^2$ – гравітаційний параметр Землі; R – модуль геоцентричного радіуса-вектора точки місцезнаходження ЛА.

Оскільки в першому наближенні можна вважати, що вектор $g(R)$ спрямований протилежно вектору R , то

$$g(R) = -\frac{g}{R^2} R = -\frac{\mu}{R^3} R$$

Радіус-вектор місця розташування ЛА можна представити у вигляді $R = r|R|$, де r – одиничний орт геоцентричного радіусавектора точки місцезнаходження ЛА, $|R|$ – модуль геоцентричного радіуса-вектора точки місцезнаходження ЛА. Тоді варіацію δR можна представити у вигляді

$$\delta R = r|\delta R| + |R|\delta r$$

а варіацію $\delta g(R)$ через варіацію δR

$$\delta g(R) = -\frac{g}{R^2}R = -\frac{\mu}{R^3}|R|\delta r + 3\frac{\mu}{R^2}r\delta|R| \quad (3)$$

З урахуванням моделі (3) рівняння (2) може бути записане у вигляді

$$\frac{d^2(|R|\delta r)}{dt^2} + \frac{\mu}{R^3}|R|\delta r + \frac{d^2(r\delta|R|)}{dt^2} - 3\frac{\mu}{R^2}r\delta|R| = \delta a \quad (4)$$

де $\delta|R|$ визначає похибку обчислення модуля радіуса-вектора місця розташування, а δr – похибку обчислення орта геоцентричного радіуса-вектора місця розташування. Похибку $\delta|R|$ можна трактувати як похибку вертикального каналу БІНС або похибку зовнішнього вимірника висоти польоту. Вектор δr лежить у площині місцевого горизонту і визначає похибки горизонтальних каналів БІНС. Таким чином, рівняння (3) містить вертикальні і горизонтальні складові:

до горизонтальних складових відносяться члени

$$\frac{d^2(|R|\delta r)}{dt^2} \text{ и } \frac{\mu}{R^3}|R|\delta r$$

до вертикальних

$$\frac{d^2(r\delta|R|)}{dt^2} \text{ и } -3\frac{\mu}{R^2}r\delta|R|$$

Варіацію δa у правій частині рівняння (4) можна трактувати як повну похибку акселерометрів у вимірюванні вектора уявного прискорення. При цьому дану варіацію можна представити у вигляді

$$\delta a = \Delta a + a \times \Theta \quad (5)$$

де Δa – вектор інструментальних і методичних похибок акселерометрів; a – вектор вимірюваного уявного прискорення об'єкта; Θ – вектор похибок обчислення параметрів кутової орієнтації приладного тригранника.

Таким чином, відповідно до (5) похибка визначення вектора уявного прискорення складається з двох компонентів: безпосередньо похибок акселерометрів Δa і похибок обчислення орієнтації осей чутливості акселерометрів ($a \times \Theta$). Вектор похибок Θ визначається похибками гіроскопів системи і може бути представлений у вигляді

$$\dot{\Theta} = \Delta\omega \quad (6)$$

де $\Delta\omega$ – вектор похибок гіроскопів БІНС у вимірюванні абсолютної кутової швидкості обертання ЛА.

З урахуванням (5) і (6) векторне рівняння похибок БІНС представимо у вигляді системи рівнянь

$$\frac{d^2(|R|\delta r)}{dt^2} + \frac{\mu}{R^3}|R|\delta r + \frac{d^2(r\delta|R|)}{dt^2} - 3\frac{\mu}{R^2}r\delta|R| = \Delta a + a \times \Theta \quad (7)$$

$$\dot{\Theta} = \Delta\omega$$

Система (7) дає найбільш загальне уявлення про похибки БІНС. Вона дозволяє досліджувати зв'язок між інструментальними похибками акселерометрів, гіроскопів, неточностями завдання початкових умов, з одного боку, і похибками БІНС у визначенні навігаційних параметрів, з іншого. Векторні рівняння компактні та зручні при проведенні теоретичних досліджень. Для переходу від векторної системи (7) до її скалярного еквівалента в деякій обертовій системі координат необхідно представити похідні, що входять у рівняння, через їхні локальні значення у вибраній обертовій системі та провести перепроєктування отриманих векторних рівнянь на певні осі вибраної системи координат. Опускаючи проміжні результати, одержимо

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} = D * \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \delta & -\beta \\ -\delta & 0 & \alpha \\ \beta & -\alpha & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Delta a_N \\ \Delta a_H \\ \Delta a_E \end{bmatrix} \quad (8)$$

де

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ (\Omega_Y^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_Z - \Omega_X \Omega_Y) & -(\dot{\Omega}_Y + \Omega_X \Omega_Z) & 0 & 2\Omega_Z & -2\Omega_Y \\ -(\dot{\Omega}_Z + \Omega_X \Omega_Y) & (\Omega_X^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_X - \Omega_Y \Omega_Z) & -2\Omega_Z & 0 & 2\Omega_X \\ (\dot{\Omega}_Y - \Omega_X \Omega_Z) & -(\dot{\Omega}_X + \Omega_Y \Omega_Z) & (\Omega_X^2 + \Omega_Y^2 + 2\omega_0^2) & 2\Omega_Y & -2\Omega_X & 0 \end{bmatrix}$$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_Z & -\Omega_Y \\ -\Omega_Z & 0 & \Omega_X \\ \Omega_Y & -\Omega_X & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \delta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \omega_N \\ \Delta \omega_H \\ \Delta \omega_E \end{bmatrix} \quad (9)$$

де x_1, x_2, x_3 – похибки БІНС у визначенні координат; x_4, x_5, x_6 – похідні компоненти x_1, x_2, x_3 ; α, β, δ – кутові похибки орієнтації вимірювального тригранника відносно обчисленого, компоненти вектора кута малого повороту $\Theta = [\alpha, \beta, \delta]$; $\Delta a_{N,H,E}$ $\Delta \omega_{N,H,E}$ – інструментальні похибки акселерометрів і гіроскопів, приведені до осей обертової системи координат, у якій ведеться розв’язання рівнянь похибок; ω_0 – власна частота коливань похибок БІНС – частота Шулера ($\omega_0 = 1,25 \cdot 10^{-3} \text{ c}^{-1}$); Ω_{xyz} – похідні проекцій вектора абсолютної кутової швидкості обертання вибраного тригранника. Приведення інструментальних похибок гіроскопів і акселерометрів до осей обертової системи координат здійснюється за відповідними формулами:

$$\begin{bmatrix} \Delta a_N \\ \Delta a_H \\ \Delta a_E \end{bmatrix} = B \begin{bmatrix} \Delta a_x \\ \Delta a_y \\ \Delta a_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{vmatrix} \Delta\omega_N \\ \Delta\omega_H \\ \Delta\omega_E \end{vmatrix} = B \begin{vmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{vmatrix} \quad (11)$$

де $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z, \Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ – інструментальні похибки акселерометрів і гіроскопів у проекціях на зв'язані осі; B – матриця напрямних косинусів між зв'язаною з ЛА системою координат і вибраною обертовою системою координат. Поєднуючи рівняння (8)...(11), одержимо математичну модель похибок ІНС.

2.1.2 Математична модель супутникової навігаційної системи

Для складання навігаційних рівнянь використовується система декартових прямокутних координат із початком у центрі Землі. У випадку розбіжності шкал часу на штучному супутнику Землі і у споживача (ЛА) математична модель набуває вигляду: [4]

$$(D_i + c\Delta t)^2 = (X_{\text{шсз}_i} - X_{\text{ла}})^2 + (Y_{\text{шсз}_i} - Y_{\text{ла}})^2 + (Z_{\text{шсз}_i} - Z_{\text{ла}})^2, i = \overline{1,4}$$

де D_i - дальність до i -го ШСЗ; c - швидкість світла; Δt - обмірювальна квазідальність; $X_{\text{шсз}_i}, Y_{\text{шсз}_i}, Z_{\text{шсз}_i}$ - координати i -го ШСЗ; $X_{\text{ла}}, Y_{\text{ла}}, Z_{\text{ла}}$ - координати ЛА.

Перехід від виміру дальностей (квазідальностей) до виміру швидкостей (квазішвидкостей) можливий шляхом диференціювання за часом рівнянь математичної моделі, що дозволяє обчислити значення складових вектора швидкості $\dot{X}_{\text{ла}}, \dot{Y}_{\text{ла}}, \dot{Z}_{\text{ла}}$,

За високої стабільності опорних генераторів і достатньо високої точності встановлення їхніх номінальних частот, зміна Δt за час навігаційного сеансу незначна і при визначенні координат $X_{\text{ла}}, Y_{\text{ла}}, Z_{\text{ла}}$, зміною Δt можна знехтувати.

При вимірюванні швидкості залежність Δt від часу істотно впливає на помилку вимірювання. У цьому випадку:

$$(D_i + c\Delta t)(\dot{D}_i + \delta\dot{D}) = (X_{\text{шсз}_i} - X_{\text{ла}})(\dot{X}_{\text{шсз}_i} - \dot{X}_{\text{ла}}) + \\ + (Y_{\text{шсз}_i} - Y_{\text{ла}})(\dot{Y}_{\text{шсз}_i} - \dot{Y}_{\text{ла}}) + (Z_{\text{шсз}_i} - Z_{\text{ла}})(\dot{Z}_{\text{шсз}_i} - \dot{Z}_{\text{ла}}),$$

де $\delta\dot{D}$ - поправка радіальної швидкості за рахунок розбіжності частот опорних генераторів ЛА та ШСЗ; $X_{\text{ла}}, Y_{\text{ла}}, Z_{\text{ла}}$ - координати ЛА, що визначені на етапі розв'язання навігаційної задачі. Під час розв'язання системи рівнянь розраховуються $\dot{X}_{\text{ла}}, \dot{Y}_{\text{ла}}, \dot{Z}_{\text{ла}}, \delta\dot{D}$.

Моделі супутникової радіонавігаційної системи сумісно з математичними моделями ІНС використовують в алгоритмах комплексної обробки навігаційної інформації в розвинутих сучасних ПНК.

Для підвищення точності вимірювання окремих навігаційних параметрів, наприклад, висоти польоту може здійснюватися комплексна обробка інформації вимірників цього параметра, наприклад, барометричного (БВ) і радіовисотоміра (РІВ). Але для цього необхідно мати математичні моделі таких окремих вимірників.

2.2. Вибір алгоритму комплексування інерціально-супутникової навігаційної системи

Комплексні навігаційні системи реалізують принцип залишковості, коли один і той же параметр визначається декількома навігаційними системами, заснованими на різних фізичних принципах.

На даний момент до вже вирішених задач можна віднести те, що є вже сформовані алгоритми створення ІНК, існує загальна методика її створення, що представлена в наступному алгоритмі:

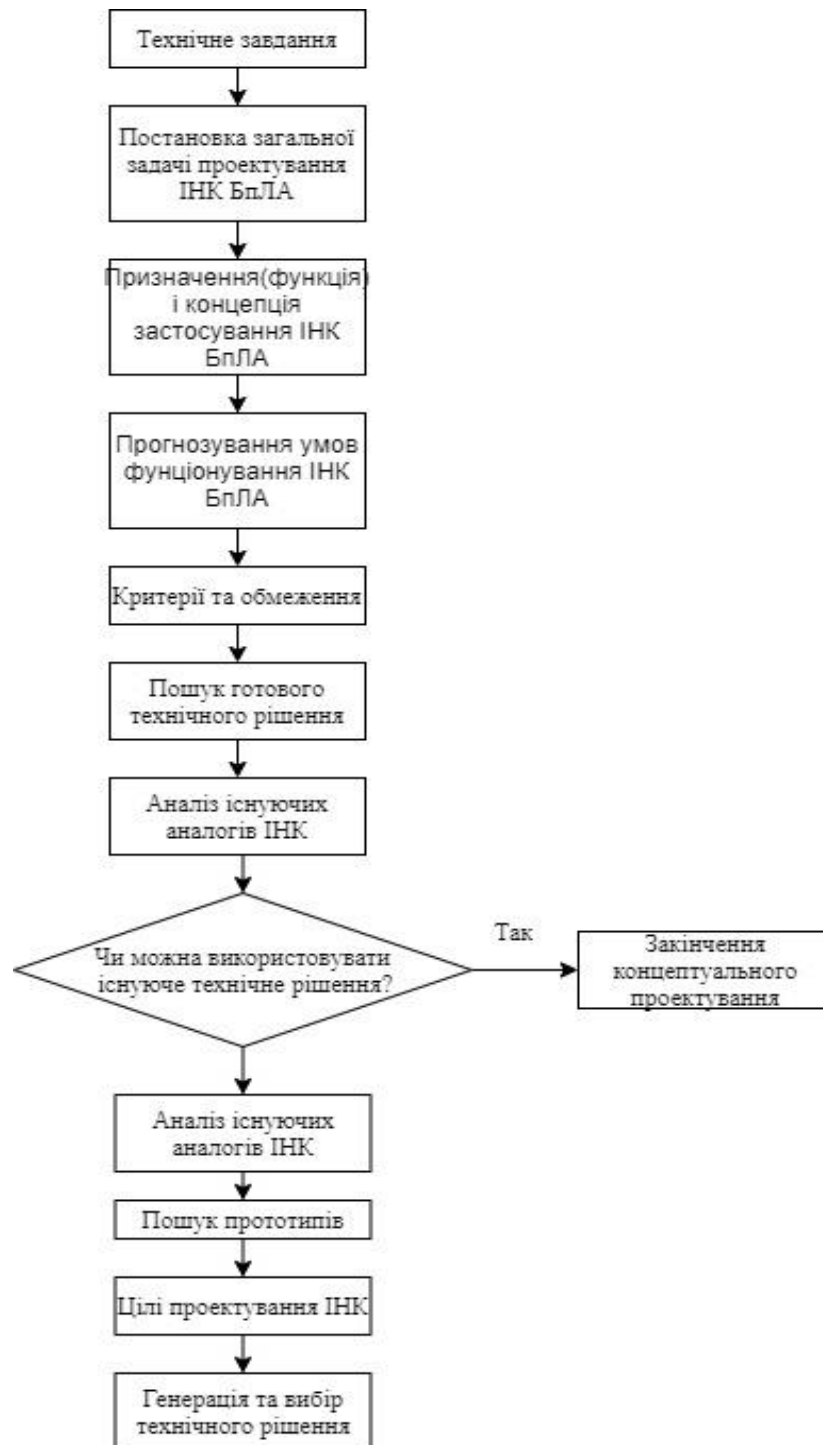


Рис.2.2.1

Отже , при створенні інтегрованої ІНС необхідно пройти всі етапи проектування і оскільки ціль проектування(постановка задачі) вже обрана, необхідно перейти до моменту ,коли ми обираємо технічне рішення. В цьому розділі ми проводимо аналіз існуючих алгоритмів комплексування і робимо вибір однієї з них.

2.2.1 Інваріантна схема комплексування ІНС та СНС

В уже відомих алгоритмах комплексування, що використовуються в інтегрованих НС, відбувається оцінювання помилок систем числення координат з допомогою поточної інформації, яка отримується від навігаційних коректорів в подальшим коригуванням вихідної інформації систем числення координат. Такі схеми називаються *інваріантні схеми* комплексування. До їх особливостей можна віднести те, що формування вимірювань є у вигляді різниць деяких показань систем числення координат і коректорів, що забезпечує практичну інваріантність оцінюваних помилок систем числення від особливостей самих НП. У таких схемах як симетричні відбувається комплексування у якості моделей еволюції шуканих помилок систем числення координат використовуються лінійні диференціальні рівняння помилок. Для оцінювання застосовуються лінійні фільтри Калмана.

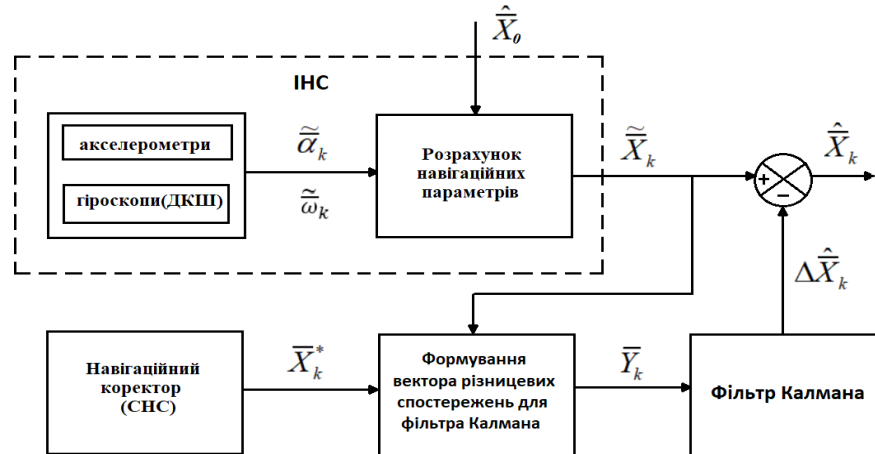


Рис.2.2.1. Схема реалізації інваріантного способу комплексування ІНС та навігаційного коректора

Де $\bar{X}_k = (\bar{R}_k^T, \bar{V}_k^T, \bar{1}_k^T)^T$ - вектор стовпець навігаційних параметрів (координат, що становлять швидкості і параметрів орієнтації);

$\tilde{\omega}_k, \tilde{a}_k$ - вектори-стовпчики поточних показань ДКШ і акселерометрів;

\bar{X}_K^* - вектор-стовпчик поточних оцінок НП на виході СНС;

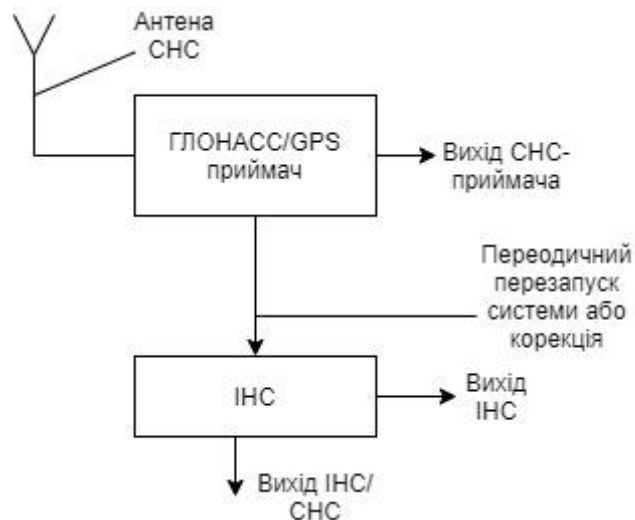
$\bar{Y}_k = (\hat{X}_k - \bar{X}_K^*)$ - вектор - стовпчик спостережень для лінійного дискретного фільтра;

$\tilde{\bar{X}}_k$ - вектор – стовпчик отриманих оцінок НП (складових швидкості, координат і параметрів орієнтації), які виробляються ІНС.

Наразі є відомими чотири схеми інваріантного комплексування, що розрізняються по ступеню інтеграції:

- роздільна;
- слабо зв'язана ;
- сильно зв'язана ;
- глибоко інтегрована.

Найпростіший варіант ІНС/GPS – це роздільна схема комплексування. Кожна система виробляє параметри руху окремо, компенсування похибок



виконується періодичним перезапуском ІНС з новими початковими умовами.

Рис.2.2.2 Роздільна схема комплексування ІНС та СНС

Далі докладніше також можна розглянути слабкозв'язану схема комплексування.

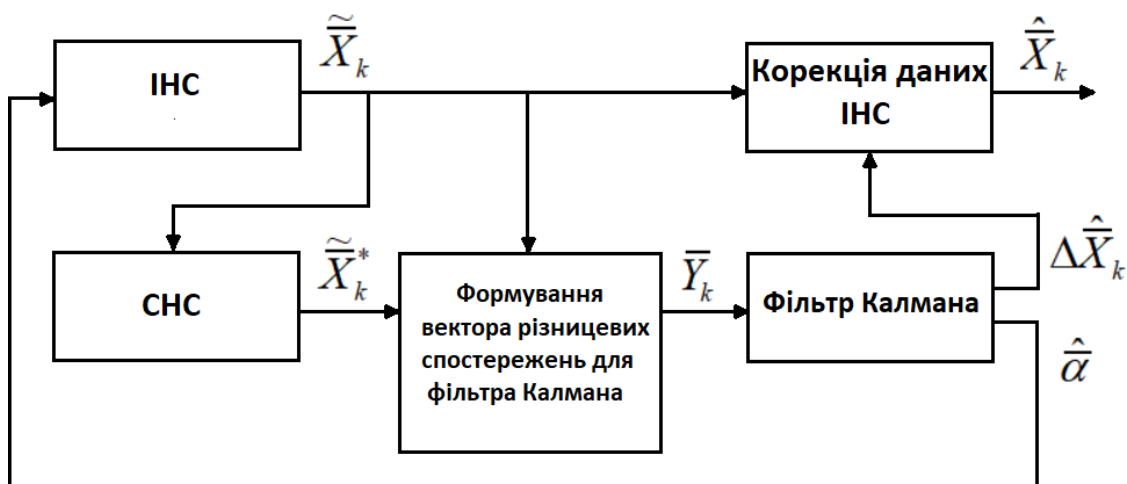


Рис.2.2.3 Слабкозв'язана схема комплексування ІНС та СНС

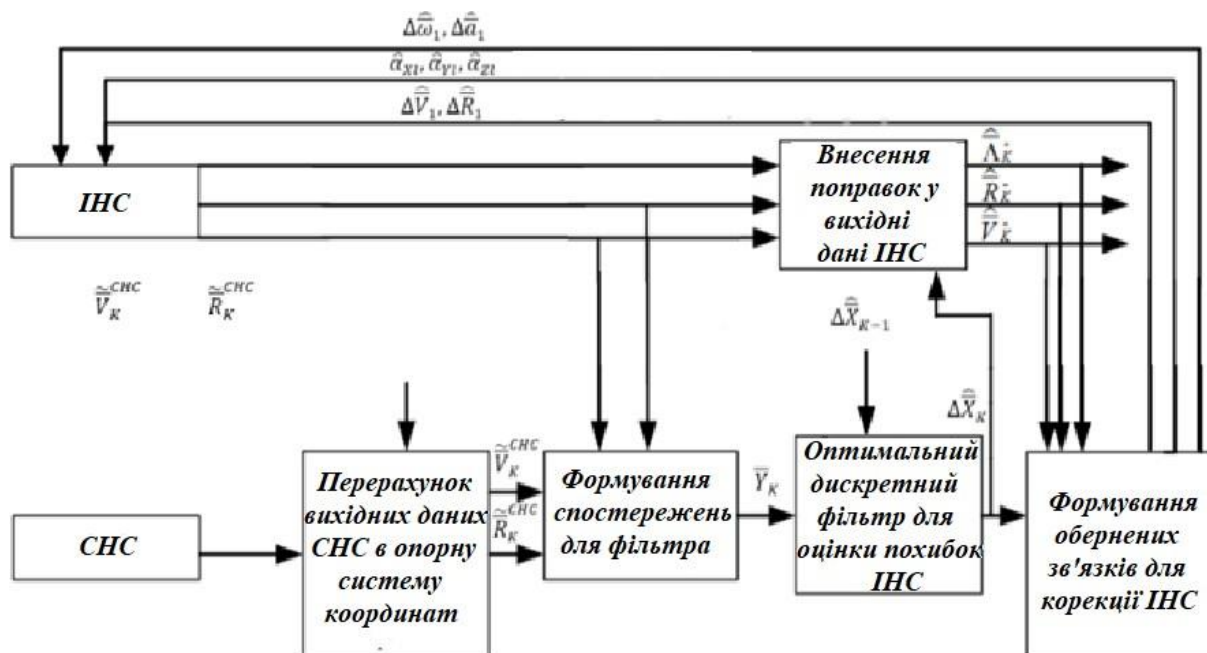


Рис.2.2.4.Блок-схема реалізації інваріантного слабкозв'язаної схеми
комплексування ІНС та СНС

ІНС і СНС в слабкозв'язану схемою працюють незалежно, але з'являється

незалежний блок, який відповідає за корекцію даних, отриманих від СНС за допомогою інтегрального фільтра Калмана.

Тут функціональний розподіл систем може супроводжуватися фізичним поділом: СНС, ІНС і блок обчислювача-коректора оформляються у вигляді закінчених блоків, між якими організовані відповідні інформаційні зв'язки, які не потребують високих швидкостей при передачі даних. У цій схемі СНС використовує інформацію від ІНС тільки для цілей більш надійного відновлення захоплення після його втрати (зв'язок вихідного блоку ІНС і ВЧ-приймача). Структура ІНС дозволяє скоригувати дані вимірювальних приладів по апіорним даними, отриманим, наприклад, в попередній ітерації. Блок, який з'єднує блоки СНС і ІНС, є інтегральним блоком Калмана. У його завдання входять отримання даних від обох систем, обчислення різниці показань і на цій основі визначення величини помилки оцінки ІНС. Після цього дані про помилку відправляються в ІНС за допомогою блоку компенсації інструментальних помилок. У слабо пов'язаної схемою, як і в роздільному, дані виробляються незалежно у ІНС і СНС. Слабо пов'язана схема є «каскадною» в силу двох послідовно включених фільтрів Калмана. Плюсом такої схеми є висока надійність комплексної системи, а мінусом - взаємна кореляція помилок оцінок на виході фільтра супутникового приймача і їх відмінність від білих шумів [1]. Існує 3 види слабо пов'язаних схем: стандартна, «агресивна», MAGR-схема (Military Airborne GPS Receiver).

2.2.2 Неінваріантна схема комплексування ІНС та СНС

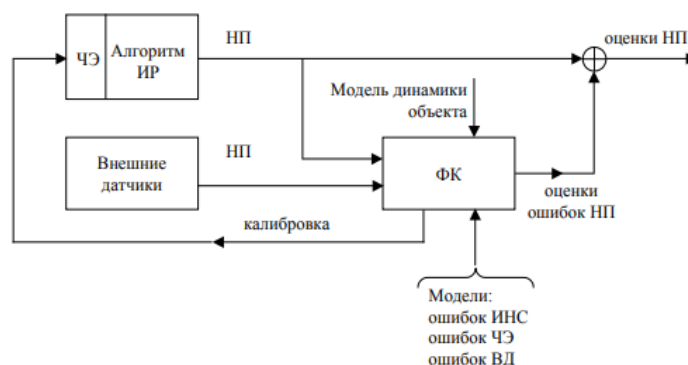
Основна роль у реалізації неінваріантної компенсаційної схеми комплексування блоку ІНС та навігаційного коректора належить нелінійному фільтру, що забезпечує виконання таких основних операцій, як:

- поточної інформації від навігаційного коректора допомагає операції корекції оцінок навігаційних параметрів поправок до показань інерційних ІНС ;
- операції екстраполяції оцінок навігаційних параметрів з використанням

поточних показань ІНС, скоригованих з урахуванням оцінок поправок до цих показань.

Ідея оптимізації алгоритмів ІНС на основі такого підходу не нова, проте до останнього часу вона не отримала скільки-небудь помітного практичного застосування (крім використання найпростіших алгоритмів згладжування вихідних вимірювань ІНС, що знижують рівень шумовий похибки і враховують інерційність об'єкта). Це обумовлено, зокрема, тим, що на практиці переважала тенденція побудови прецизійних ІНС, що забезпечують високоточну автономне рішення задач навігації та ефективно функціонуючих при установці на об'єктах з різними динамічними властивостями. Ясно, що точність прецизійних ІНС лише в малому ступені може бути підвищена за рахунок обліку динаміки об'єкта. Поглиблений аналіз цього питання, проведений в [12] і орієнтований на платформні ІНС з відходами гіроскопів не більше 10-2 град/ч, показав можливість зниження впливу флюктуаційних похибок ЧЕ на точність побудови географічного тригранника. Цей результат досягнуто шляхом включення до складу алгоритму «ідеальної роботи» ІНС блоків з оптимально обраними передавальними функціями, що забезпечують демпфірування шулеровських коливань вертикалі і відповідний компроміс між помилками, пов'язаними з втратою незбуреності (інваріантності) ІНС і впливом похибок ЧЕ ІНС.

Поява високоточних супутникових навігаційних систем (СНС) відкрило цілий ряд нових додатків для досить грубих ІНС, при використанні яких



представляється доцільним перехід до неінваріантних алгоритмів. Це перш за все задача автоматичного управління рухом, де роль ІНС складається в забезпеченні високоточного оцінювання орієнтації об'єкта і динамічних параметрів руху - лінійних і кутових швидкостей і прискорень [14]. Важливо відзначити, що при взаємодії ІНС / СНС підвищення точності ІНС відкриває можливість збільшення часу збереження точності навігації при втраті сигналу СНС, що є однією з найважливіших характеристик інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем [16]. При оптимізації алгоритмів ІНС за рахунок обліку динаміки об'єкта існують, принаймні, два шляхи побудови неінваріантних алгоритмів [7, 8,]. Перший шлях передбачає збереження ІНС своєї ролі вимірювача НП, що виробляються на основі алгоритму «ідеальної роботи» (рис. 2.2.5)

Рис.2.2.5

При вирішенні задачі фільтрації в вектор стану додатково до компонентів, що передає похибки алгоритму «ідеальної роботи» у визначенні НП і помилки ЧЕ, включаються самі НП, властивості яких як випадкових процесів описуються за допомогою рівнянь динаміки об'єкта. Такі алгоритми реалізовані лише для окремих випадків спеціального руху: прямолінійного руху з постійною швидкістю, зупинок з метою корекції ІНС і т.д. Оскільки в додатках рішення задачі фільтрації направлено, як правило, на оцінку похибок ІНС, нерідко для опису динаміки об'єкта використовуються спрощені моделі.

При реалізації другого шляху в вектор стану також включаються НП і помилки ЧЕ (рис. 2.2.6). Однак в якості вимірювань тут використовуються дані, що виробляються ЧЕ ІНС. Зауважимо, що цей спосіб в прикладних задачах спрямований безпосередньо на оцінку НП і, таким чином, при його реалізації потрібно використовувати досить повну і адекватну модель НП.

Рис.2.2.6

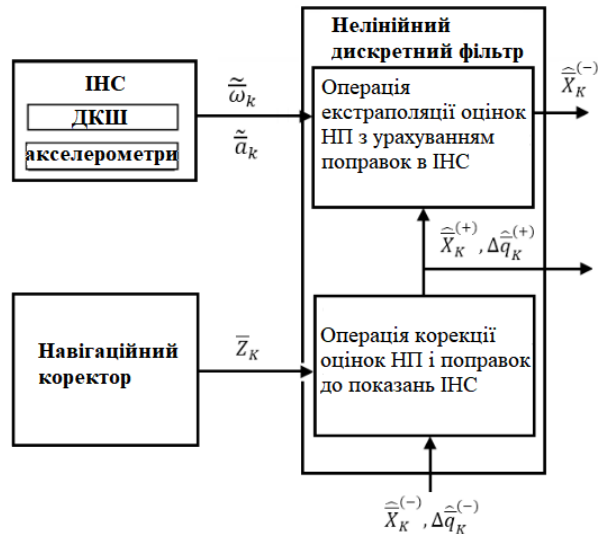


Прагнення врахувати додаткову інформацію про динамічні властивості об'єкта породжує різноманітні прийоми, які не завжди явно підпадають під розглянуту класифікацію. Як згадувалося, такий облік може бути реалізований за допомогою різного роду схем демпфірування ІНС, причому параметри цих схем вибираються з умов руху об'єкта.

Інваріантна схема комплексної обробки інформації передбачає оцінювання помилок системи числення координат за позиційно-швидкісний інформації від СНС, проте в роботі розглядається неінваріантна схема, що передбачає пряме оцінювання шуканих навігаційних параметрів.

Узагальнена блок-схема реалізації неінваріантного компенсаційного способу комплексування ІНС і навігаційного коректора наведена на рис 2.2.7

Рис.2.2.7 Реалізація неінваріантного компенсаційного способу



комплексування ІНС і навігаційного коректора (СНС)

\bar{X}_k - вектор - стовпчик поточних навігаційних параметрів (складових швидкості, координат і параметрів орієнтації);

\bar{z}_k - вектор - стовпчик оцінок поточних навігаційних параметрів (або функцій відомого виду від них) на виході СНС;

$\tilde{\omega}_k, \tilde{a}_k$ - вектори - стовпчики поточних показань ДКШ і акселерометрів;

$\Delta \hat{q} = (\Delta \hat{q}_\omega), (\Delta \hat{q}_\omega)$ - вектор - стовпчик оцінок поправок до показань ІНС, що виробляються нелінійним дискретним фільтром;

"-" і "+" - верхній індекс, який характеризує відповідні оцінки до і після виконання операції їх корекції в нелінійному дискретно фільтрі з використанням інформації від навігаційного коректора;

НП - навігаційні параметри.

2.3. Математична модель інерціально-супутникової навігаційної системи

Розробка малорозмірних безпілотних літальних апаратів (БЛА), а також необхідність вирішення спеціальних завдань, пов'язаних з визначенням параметрів

руху об'єктів, висуває комплекс нових вимог по точності і надійності отримання інформації про координатах, швидкості і орієнтації рухомих об'єктів [1, 2]. Так, при проектуванні БПЛА необхідно забезпечити працездатність його навігаційного обладнання в різних умовах (військове, сільськогосподарське призначення, тощо), які обмежують ефективність використання коштів випромінювання як засобів передачі інформації між рухомими об'єктами і вимірювальними пунктами. У зв'язку з цим в навігаційних комплексах (НК) виникає необхідність використання автономних систем, серед яких особливе місце займають інерціальні навігаційні системи (ІНС). Однак принцип роботи ІНС обумовлює постійне зростання її похибок [1]. Тому в перспективне навігаційне обладнання повинні бути інтегровані допоміжні системи, які із заданою періодичністю коректують свідчення ІНС. До числа сучасних бортових навігаційних комплексів, перш за все, слід віднести інтегровані інерціально супутникові навігаційні комплекси (ІСНК). Основним елементом ІСНК БЛА є бесплатформенної інерціальна навігаційна система (БІНС), що коректується за сигналами супутникової радіонавігаційної системи (СРНС). В основі математичного забезпечення ІСНК лежать алгоритми оптимального оцінювання (відновлення) змінних станів системи з використанням теорії калмановської фільтрації.

З відомих джерел запишемо рівняння станів інтегрованого навігаційного комплексу

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t), \quad (1)$$

$X(t)$ – вектор стану ;

$F(t)$ – матриця переходу;

$G(t)$ – матриця впливу шумів;

$W(t)$ – вектор шумів системи (або білий шум).

Запишемо компоненти вектора стану $X(t)$:

$$X = [\varphi_E, \varphi_N, \varphi_U, \delta v_E, \delta v_N, \delta v_U, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \Delta_{ax}, \Delta_{ay}, \Delta_{az}]^T$$

E, N, U - позначені напрямки на схід, північ і вгору;

$\varphi_E, \varphi_N, \varphi_U$ – похибки визначення кутів орієнтації матплатформи ІНС;
 $\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$ – похибки визначення швидкості малогабаритного БПЛА за показаннями ІНС; $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ – похибки визначення широти, довготи і висоти відповідно.

Значення оцінок для всіх вищевказаних 9-ти помилок можна отримати за допомогою ФК, а далі використовувати їх для корекції вихідної інформації ІНС.

$\varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}$ – систематичні дрейфи датчиків кутової швидкості (ДКШ);
 $\varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}$ – випадкові похибки (дрейф) ДКШ; $\Delta_{ax}, \Delta_{ay}, \Delta_{az}$ – випадкові похибки акселерометрів,

Перехідна матриця системи F

$$F = \begin{bmatrix} F_n & F_N \\ 0_{9 \times 9} & F_m \end{bmatrix}_{18 \times 18},$$

F_n – матриця розмірністю 9×9 , її елементи обрані згідно :

$$\begin{aligned} F_n(1,2) &= \omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N} \tan L; & F_n(1,3) &= -\left(\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N+h}\right), \\ F_n(1,5) &= -\frac{1}{R_M+h}, & F_n(2,1) &= -\left(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N+h} \tan L\right), & F_n(2,3) &= -\frac{v_N}{R_M+h}, \\ F_n(2,4) &= \frac{1}{R_N+h}, & F_n(2,7) &= -\omega_{ie} \sin L, & F_n(3,1) &= \omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N+h}, \\ F_n(3,2) &= \frac{v_N}{R_M+h}, & F_n(3,4) &= \frac{\tan L}{R_N+h}, & F_n(3,7) &= \omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N+h} \sec^2 L, \\ F_n(4,2) &= -f_U, & F_n(4,3) &= f_N, & F_n(4,4) &= \frac{v_N}{R_M+h} \tan L - \frac{v_U}{R_M+h}, \\ F_n(4,5) &= 2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N+h} \tan L, & F_n(4,6) &= -(2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N+h}), \\ F_n(4,7) &= 2\omega_{ie} \cos L v_N + \frac{v_E v_N}{R_N+h} \sec^2 L + 2\omega_{ie} \sin L v_U, & F_n(5,1) &= f_U, \\ F_n(5,3) &= -f_E, & F_n(5,4) &= -\left(2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_U}{R_M+h}\right), & F_n(5,5) &= -\frac{v_U}{R_M+h}, \\ F_n(5,6) &= -\frac{v_N}{R_M+h}, & F_n(6,2) &= f_E, & F_n(6,4) &= -(2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N+h}), \\ F_n(6,5) &= \frac{2v_N}{R_M+h}, & F_n(6,7) &= -2\omega_{ie} \sin L v_E, & F_n(7,5) &= \frac{1}{R_M+h}, \end{aligned}$$

$$F_n(\mathbf{8}, \mathbf{4}) = \frac{\sec L}{R_N + h}, \quad F_n(\mathbf{8}, \mathbf{7}) = \frac{v_E}{R_M + h} \sec L \tan L, \quad F_n(\mathbf{9}, \mathbf{6}) = 1.$$

v_E, v_N, v_U – фактичні складові швидкості БПЛА за показаннями ІНС і СНС в топоцентричній системі координат;

f_E, f_N, f_U – одинична маса БПЛА приймає на себе зовнішні сили (крім гравітаційної сили) і також так звану удільну силу в топоцентричній ситемі координат;

L, λ, h – фактичны широта, довгота і висота БПЛА за показаннями ІНС та СНС;

ω_{ie} – кутова швидкість обертання Землі ;

R_M – радіус кривизни першого меридіанного перетину земного еліпсоїда;

R_N – радіус кривизни першої вертикалі земного еліпсода.

F_s – блокова матриця розмірністю 9×9 у вигляді

$$F = \begin{bmatrix} C_b^n & C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{9 \times 9},$$

C_b^n – матриця орієнтації

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & \cos \theta \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi - \cos \gamma \sin \theta \sin \psi \\ -\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \theta \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi \\ -\sin \gamma \cos \theta & \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix},$$

За допомогою матриці C_b^n визначаються три кути орієнтації БПЛА в просторі:

θ – кут тангажу; γ – кут крену; ψ – кут рискання; $0_{9 \times 9}, 0_{3 \times 3}$ – нульові матриці.

F_m – матриця розмірністю 9×9 , її головна діагональ має вигляд:

$$F_m = \text{diag} \left[0, 0, 0, -\frac{1}{T_{rx}}, -\frac{1}{T_{ry}}, -\frac{1}{T_{rz}}, -\frac{1}{T_{ax}}, -\frac{1}{T_{ay}}, -\frac{1}{T_{az}} \right],$$

Інші нульові елементи.

У вимірювальній системи вектор шумів виглядає:

$$W = [\bar{\omega}_{gx}, \bar{\omega}_{gy}, \bar{\omega}_{gz}, \bar{\omega}_{rx}, \bar{\omega}_{ry}, \bar{\omega}_{rz}, \bar{\omega}_{ax}, \bar{\omega}_{ay}, \bar{\omega}_{az}]^T,$$

$\bar{\omega}_{gx}, \bar{\omega}_{gy}, \bar{\omega}_{gz}$ - власні шуми вимірювань ДКШ («білий» шум);

$\bar{\omega}_{rx}, \bar{\omega}_{ry}, \bar{\omega}_{rz}$ - зовнішні обурення, що діють на ДКШ («білий» шум);

$\bar{\omega}_{ax}, \bar{\omega}_{ay}, \bar{\omega}_{az}$ - зовнішні обурення, що діють на акселерометр («білий» шум).

Запишемо ковараційну матрицю шумів вимірювальної системи :

$$Q = \left[\sigma_{gx}^2, \sigma_{gy}^2, \sigma_{gz}^2, 2 \frac{\sigma_{rx}^2}{T_{rx}}, 2 \frac{\sigma_{ry}^2}{T_{ry}}, 2 \frac{\sigma_{rz}^2}{T_{rz}}, 2 \frac{\sigma_{ax}^2}{T_{ax}}, 2 \frac{\sigma_{ay}^2}{T_{ay}}, 2 \frac{\sigma_{az}^2}{T_{az}} \right].$$

Далі матриця впливу шумів

$$G = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{18 \times 9}$$

$I_{3 \times 3}$ – одинична матриця;

$0_{9 \times 3}$ – нульова матриця.

У роботі розглядаються такі дві групи рівнянь вимірювань ПСНС як : перша група рівнянь зі значеннями вимірювань положення безпілотного літального апарату у вигляді різниці показань ІНС і СНС про стан об'єкта, а друга група рівнянь зі значеннями вимірювань швидкості, тобто з різницею показань ІНС і навігаційного коректора про швидкість руху об'єкта.

Інформація про стан БПЛА за показаннями ІНС та СНС:

$$\begin{cases} L_1 = L + \delta L, & \lambda_1 = \lambda + \delta \lambda, & h_1 = h + \delta h; \\ L_G = L - \frac{N_N}{R_M}, & \lambda_G = \lambda - \frac{N_E}{R_N \cos L}, & h_G = L - N_U \end{cases} \quad (2)$$

L_1, λ_1, h_1 – широта, довгота, висота у БПЛА за показаннями вимірювань ІНС та СНС;

$\delta L, \delta \lambda, \delta h$ - похибки визначення місця розташування БПЛА за показаннями ІНС;

N_E, N_U, N_N – похибки визначення місця розташування БПЛА за показаннями СНС.

Запишемо систему рівнянь ,що показує інформацію про швидкість БПЛА

по показанням ІНС і СНС

$$\begin{cases} v_{IE} = v_E + \delta v_E, & v_{IN} = v_N + \delta v_N, & v_{IU} = v_U + \delta v_U; \\ v_{GE} = v_E - M_E, & v_{GN} = v_N - M_N, & v_{GU} = v_U - M_U. \end{cases} \quad (3)$$

v_{IE}, v_{IU}, v_{IN} і v_{GE}, v_{GU}, v_{GN} - складові швидкості у БПЛА по показанням вимірювань ІНС та СНС;

$\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$ - помилки вимірювань швидкості БПЛА за показаннями ІНС;

M_E, M_U, M_N - похибки вимірювання швидкості БПЛА за показаннями СНС.

Із формул (2) та (3) запишемо рівняння вимірювань ПСНС

$$Z = \begin{bmatrix} (L_1 - L_G) * (R_M + h) \\ (\lambda_1 - \lambda_G) * (R_N + h) * \cos L \\ h_1 - h_G \\ v_{IE} - v_{GE} \\ v_{IN} - v_{GN} \\ v_{IU} - v_{GU} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_M + h) * \delta L + N_N \\ (R_N + h) * \cos L * \delta L + N_E \\ \delta h + N_U \\ \delta v_E + M_E \\ \delta v_N + M_N \\ \delta v_U + M_U \end{bmatrix} =$$

$$H(t)X(t) + V(t), \quad (4)$$

H - матриця вимірювань, і дорівнює

$$H = \begin{bmatrix} H_P \\ H_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 6} & \text{diag}[R_M + h \quad (R_N + h) * \cos L \quad 1] & 0_{3 \times 9} \\ & \text{diag}[1 \quad 1 \quad 1] & 0_{3 \times 12} \end{bmatrix},$$

V - вектор шумів вимірювань СНС, і їх дисперсія у вигляді наступного рівняння

$$R = \text{diag}[\sigma_{pN}^2, \sigma_{pE}^2, \sigma_{pU}^2, \sigma_{vN}^2, \sigma_{vE}^2, \sigma_{vU}^2].$$

Дискретизуємо математичну модель ПСНС.

Відношення в сукупності (1) - (4) є безперервною моделлю рівняння стану БПЛА і вимірювання ПСНС в наступному вигляді:

$$\begin{cases} X(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \\ Z(t) = H(t)X(t) + V(t) \end{cases} \quad (5)$$

Аби вирішити дану задачу на борту за допомогою використання мікропроцесорних обчислювальних пристроїв, рівняння (5) треба перетворити до дискретного виду:

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k,k-1}X_{k-1} + \Gamma_{k-1}W_{k-1} \\ Z_k = H_kX_k + V_k \end{cases} \quad (6)$$

$\Phi_{k,k-1}, \Gamma_{k-1}$ – перехідні матриці станів і шуму систем в дискретній формі, і виглядають

$$\Phi_{k,k-1} = I + F\Delta t + \frac{\Delta T^2}{2!}F^2 + \frac{\Delta T^3}{3!}F^3 + \dots + \frac{\Delta T^k}{k!}F^k + \dots, \quad (7)$$

$$\Gamma_{k-1} = \Delta T(I + F\Delta t + \frac{\Delta T^2}{2!}F^2 + \frac{\Delta T^3}{3!}F^3 + \dots + \frac{\Delta T^{k-1}}{(k-1)!}F^{k-1} + \dots)G, \quad (8)$$

ΔT – період вибірки.

В [12] зазначено що число доданків, врахованих в розкладанні матриць, $\Gamma_{k-1}, \Phi_{k,k-1}$, є залежним від реальної ситуації при виконанні процедури дискретизації. В роботі у формулах (7) і (8) враховувались складові третього порядку включно. Зазначають що в ІНС, яка виконує роботу в автономному режимі, є принципово нестійким канал висоти. Таким чином в процесі довгого функціонування системи, за результатами виконання процедури інтегрування помилка по висоті буде зростаючою за експоненціальним законом. У такому випадку треба, або повністю відключати канал висоти ІНС, або використовувати режим його корекції. Проте для ПСНС, фільтр Калмана розглядають як систему управління зі зворотним зв'язком зі змінним коефіцієнтом посилення. В даному випадку з вимірювальної інформації, що є у вертикальному каналі можна виділити помилки по висоті і вертикальної швидкості, і далі виконати операцію обчислення їх оцінки і проведення відповідної корекції.

Отже, похибки по висоті та вертикальної швидкості будуть постійно в обмеженому малими величинами діапазоні, що, за змістом, еквівалентно введенню загасання в канал висоти інерціальної навігаційної системи [11].

2.4. Методика математичного моделювання інерціально-

супутникової навігаційної системи

В роботі пропонується алгоритм неінваріантної компенсаційної схеми комплексування інерціальних датчиків первинної інформації і бортових коректорів СНС із підвищеною обчислювальною надійністю. В запропонованому алгоритмі у вектор стану нелінійного фільтра включаються тільки навігаційні параметри (складові шляхової швидкості, координати, параметри орієнтації). Процедура нелінійної дискретної фільтрації в запропонованій версії реалізує операцію уточнення оцінок навігаційних параметрів і відповідної коваріаційної матриці похибок оцінок з урахуванням поточної інформації від навігаційних коректорів і операцію екстраполяції оцінок навігаційних параметрів і коваріаційної матриці похибок з використанням поточних показань інерціальних датчиків.

Для оцінювання параметрів моделей систематичних похибок інерціальних датчиків на заданому початковому інтервалі часу $[t_0, t_0 + T]$ з використанням інформації від навігаційних коректорів пропонується спеціальна лінійна регресійна процедура, що побудована на основі методології теорії чутливості [6].

Нехай векторне представлення рівняння ідеальної роботи БІНС має такий вигляд:

$$\dot{\bar{X}} = f(\bar{X}, \bar{Z}, t), \quad \bar{X}(0) = \bar{X}_0, \quad (1)$$

де $\bar{X}(t) = (\bar{V}^T(t), \bar{R}^T(t), \bar{\theta}^T(t))^T$ - вектор-стовпчик навігаційних параметрів;

$\bar{Z}(t) = (\bar{a}^T(t), \bar{\omega}^T(t))^T$ - вектор-стовпчик поточних складових уявного прискорення і абсолютної кутової швидкості в осях зв'язаної (приладової) системи координат.

Модель, що відповідає моделі (1), і побудована із урахуванням похибок інерціальних датчиків і похибок задавання початкових умов, має вигляд:

$$\dot{\tilde{X}}(t) = f(\tilde{X}(t), \tilde{Z}(t), t) + \tilde{\xi}(t), \quad \tilde{X}(0) = \bar{X}_0 + \Delta \bar{X}_0, \quad (2)$$

де $\tilde{\bar{Z}}(t) = \bar{Z}(t) + \chi [\bar{\mu}, \bar{Z}(t)]$;

$\bar{\mu}$ - вектор-стовпчик параметрів моделей систематичних похибок інерціальних датчиків (зміщення показань, похибки масштабних коефіцієнтів, параметри нелінійності та ін.);

$\bar{\xi}(t)$ - вектор випадкових збурень із-за шумових складових похибок датчиків і похибок обчислень.

Узагальнену модель вихідної інформації бортових навігаційних коректорів можна представити у вигляді:

$$\bar{Y}(t_i) = h[\bar{X}(t_i), t_i] + \bar{\eta}(t_i) \quad (3)$$

де $h[\cdot, \cdot]$ - в загальному випадку нелінійна вектор-функція;

$\bar{\eta}(t_i)$ - вектор-стовпчик похибок навігаційних коректорів.

Запропонована версія неінваріантної компенсаційної схеми комплексування передбачає реалізацію таких етапів:

Етап 1. Уточнення оцінок вектора-стовпчика навігаційних параметрів і коваріаційної матриці похибок оцінок в початковій точці включення навігаційних коректорів $t = t_0$. Ця операція реалізується за допомогою відомих процедур [1]:

$$\hat{\bar{X}}(t_0) = \tilde{\bar{X}}(t_0) + K_0 \{ \bar{Y}(t_0) - h[\tilde{\bar{X}}(t_0), t_0] \} \quad (4)$$

$$\hat{P}(t_0) = [E - K_0 H_0] P_0;$$

де $K_0 = P_0 H_0^T (H_0 P_0 H_0^T + R_0)^{-1}$;

$$H_0 = \frac{\partial h[\bar{X}(t_0), t_0]}{\partial \bar{X}};$$

P_0 - початкове значення коваріаційної матриці похибок оцінок;

R_0 - коваріаційна матриця, що відповідає вектору похибок $\bar{\eta}(t_0)$.

Етап 2. Цей етап реалізується на заданому початковому інтервалі часу $[t_0, t_0 + T]$ і передбачає роботу процедури нелінійної дискретної фільтрації тільки в режимі екстраполяції оцінок навігаційних параметрів і матриці коваріації P (без корекції цих оцінок). Формально відповідні операції можна представити у вигляді:

$$\hat{\bar{X}}(t_{i+1}) = \hat{\bar{X}}(t_i) + f[\hat{\bar{X}}(t_i), \tilde{\bar{Z}}(t_i), t_i] \Delta t; \quad (5)$$

$$P(t_{i+1}) = \Phi(t_i)P(t_i)\Phi^T(t_i) + Q(t_i); \quad (6)$$

$$\text{де } \Phi(t_i) = E + \frac{\partial f[\bar{X}(t_i), t_i]}{\partial \bar{X}} \Delta t;$$

$Q(t_i)$ - коваріаційна матриця, що відповідає вектору випадкових збурень $\bar{\xi}(t)$.

Фактично реалізація операції (5) передбачає використання відомих ефективних обчислювальних алгоритмів БІНС для розрахунку кватерніона орієнтації, приросту уявної швидкості, складових шляхової швидкості і координат за показаннями інерціальних датчиків, які опитуються, як правило, з високою частотою [1].

Для побудови лінійної регресійної процедури ідентифікації параметрів моделей систематичних похибок інерціальних датчиків $\bar{\mu}$ використовується матриця функцій чутливості $U(t_i) = \frac{\partial \tilde{\bar{X}}(t_i)}{\partial \bar{\mu}}$, що розраховується шляхом інтегрування такого рівняння:

$$\dot{U}(t) = \frac{\partial f\{\tilde{\bar{X}}(t), \bar{Z}(t) + \chi[\bar{\mu}, \tilde{\bar{Z}}], t\}}{\partial \tilde{\bar{X}}} U(t) + \frac{\partial f\{\tilde{\bar{X}}(t), \bar{Z}(t) + \chi[\bar{\mu}, \tilde{\bar{Z}}], t\}}{\partial \bar{\mu}}, \quad U(t_0) = 0. \quad (7)$$

Значення матриці $U(t_i)$ для дискретних моментів часу $t_i = t_0 + j\Delta T$, $j = 1, 2, \dots, N$, $t_0 + N\Delta T = T$ використовується для побудови функцій лінійної регресії такого виду

$$G_\Sigma \bar{\mu} = \Delta \bar{Y}_\Sigma \quad (8)$$

де

$$G_\Sigma = (G_1^T, G_2^T, \dots, G_N^T)^T; \Delta \bar{Y}_\Sigma = (\Delta \bar{Y}_1^T, \Delta \bar{Y}_2^T, \dots, \Delta \bar{Y}_N^T)^T;$$

$$G_j = \frac{\partial h[\tilde{\bar{X}}(t_j), t_j]}{\partial \tilde{\bar{X}}(t_j)} U(t_j); \Delta \bar{Y}_j = h[\tilde{\bar{X}}(t_j), t_j] - \bar{Y}(t_j);$$

$$j = 1, 2, \dots, N.$$

Операція ідентифікації вектора параметрів $\bar{\mu}$ для моделі регресії (8) представляється у такому вигляді:

$$\hat{\bar{\mu}} = G_\Sigma^\oplus \Delta \bar{Y}_\Sigma, \quad (9)$$

де \oplus – символ операції псевдообертання матриці G_z методом Гревілья [1].

Етап 3. При $t > t_0 + T$ процедура нелінійної дискретної фільтрації реалізує як операцію уточнення оцінок коваріаційної матриці похибок $\hat{P}(t_i)$ і вектора навігаційних параметрів $\hat{X}(t_i)$ по інформації від навігаційних коректорів $\bar{Y}(t_i)$, так і операцію екстраполяції оцінок матриці $\hat{P}(t_i)$ і вектора навігаційних параметрів $\hat{X}(t_i)$ з використанням поточних показань інерціальних датчиків із урахуванням поправок до цих показань

$$\Delta \bar{Z}_{\Pi}(t_i) = -\chi [\hat{\mu}, \bar{\tilde{Z}}(t_i)]. \quad (10)$$

В окремому випадку, коли в моделях похибок датчиків враховуються тільки зміщення показань

$$\Delta \bar{Z}_{\Pi} = -\Delta \hat{\tilde{Z}}, \quad (11)$$

Де $\Delta \hat{\tilde{Z}} = (\Delta \hat{a}_{x1}, \Delta \hat{a}_{y1}, \Delta \hat{a}_{z1}, \Delta \hat{\omega}_{x1}, \Delta \hat{\omega}_{y1}, \Delta \hat{\omega}_{z1})^T$ - вектор оцінок зміщення показань інерціальних датчиків у зв'язаному базисі $OX_1Y_1Z_1$.

На підставі відомих результатів теорії чутливості [6] можна показати, що умовою вирішення задачі лінійної регресії (спостережуваності компонент вектора $\bar{\mu}$) є невиродженість матриці Грама:

$$\Gamma = \int_{t_0}^{t_0+T} U^T(\tau) U(\tau) d\tau, \quad (12)$$

Є побудована на вектор-функціях чутливості, тобто лінійна незалежність вектор-функцій чутливості на інтервалі спостереження $[t_0, t_0 + T]$.

2.5. Результати математичного моделювання інерціально-супутникової навігаційної системи

При реалізації лінійної регресійної процедури параметри приймалися такими: $N = 5$; $\Delta T = 20$ с; $T = 10$ с.

Отримані оцінки значень поправок до показань акселерометрів і ДКШ характеризуються такими рівнями точності: за поправками до показань акселерометрів $\pm 10^{-4}g$, а за поправками до показань ДКШ ± 1 кут. хв./хв.

При відключенні супутникового коректора на відрізок часу 300 ... 400 с спостерігався ріст похибок за складовими шляхової швидкості на рівні до 0,2

м/с, за координатами – до 20 м та за параметрами орієнтації – до 1 кут. хв.

Висновки до другого розділу

Другий розділ був присвячений аналізу математичних моделей ІНС та її похибок, супутникової навігаційної системи і інтегрованої інерціально-супутникової системи.

Був запропонований алгоритм неінваріантної компенсаційної схеми комплексування інерціальних датчиків первинної інформації і бортових коректорів СНС із підвищеною обчислювальною надійністю, який виконувався в три етапи за допомогою операцій екстраполяції та лінійної регресійної процедури в особливості.

Результати моделювання підтверджують працездатність запропонованого алгоритму неінваріантної компенсаційної схеми комплексування інерціальних датчиків і бортових навігаційних коректорів СНС БПЛА. А також розмірність вектора стану інтегрованої ІНС+СНС навігаційної системи може бути зменшена у порівнянні із відомим алгоритмом інтеграції на кількість параметрів інерціальних датчиків (3-зміщення нуля акселерометрів і 3-приведені дрейфи гіроскопів), що підвищує обчислювальну надійність запропонованого алгоритму.

3. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

3.1 Опис ідеї проекту

Безпілотний літальний апарат - літальний апарат без екіпажу на борту. БПЛА можуть володіти різним ступенем автономності - від керованих

дистанційно до повністю автоматичних, а також відрізнятися по конструкції, призначенням і безлічі інших параметрів. В останні десять років безпілотні літальні апарати придбали величезну популярність, особливо в найбільш розвинених державах світу. Область застосування безпілотників досить широка. Вони можуть моніторити дорожню ситуацію, як міську, так і на віддалених ділянках, вести контроль за пожежною обстановкою в лісах або за паводковими водами в регіонах і багато іншого. Несучи службу, безпілотники передають знятий матеріал на ноутбук, за допомогою якого можна управляти безпілотним засобом. Далі показано найпоширеніші сфери застосування:

- 1) моніторинг протяжних об'єктів з метою контролю їх стану (трубопроводів, ліній високовольтних електропередач, автомобільних доріг);
- 2) моніторинг великих територій (посівів сільськогосподарських культур, лісів, акваторій і прибережних зон, картографуються території);
- 3) оцінка стану промислових об'єктів (викиди і забруднення);
- 4) моніторинг техногенних катастроф та стихійних лих;
- 5) пошук і розвідка родовищ нафти і газу;
- 6) охорона об'єктів видобутку і зберігання нафти і газу;
- 7) оцінка льодової обстановки в районах морських родовищ нафти і газу, на річках,
в місцях судноплавства;
- 8) безперервне спостереження в ході аварійно-відновлювальних робіт та ін.

Оскільки головний зміст ідеї проекту – підвищення точності інтегрованої навігаційної системи в БпЛА, то незалежно від напрямку застосування основні потреб і вигоди для користувачів це:

- Зменшення витрат на обслуговування;
- Простота програмування маршруту польоту;
- Висока точність отриманих даних;

- Оптимізація режимів і траєкторій польоту;
- Легкість у визначенні необхідних координат;
- Зменшення масогабаритних характеристик;
- Можливість автоматизації всіх необхідних процесів.

Щодо сильних, нейтральних та слабких сторін то можна сказати що:

- Проект потребує низьких витрат порівняно з відомими товарами/концепціями конкурентів , тому це є сильною стороною;
- Щодо технологічності ,то проект потребує більш високого відсотка порівняно з іншими , але сам рівень можна віднести до вище середнього ,тому визначимо це як нейтральну сторону;
- Швидкість проведення відповідних процедур та отримання результату досить висока , що було однією з основних цілей проекту, тому – сильна сторона;
- Найголовніша ціль – точність, і завдяки проведеній роботі і високій працездатності розробленого алгоритму точність є сильною стороною.

Отже, моя ідея підвищення точності навігаційної інформації має ряд переваг перед конкурентами, а саме - в низькій вартості, точності та швидкості проведення результатів.

3.2 Технологічний аудит ідеї проекту

В таблиці 3.1 наведений аудит технології, який дозволяє реалізувати ідею стартап проекту.

Таблиця 3.1 Технологічна здійсненність ідеї проекту

№	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій

1	Підвищення точності	Поєднання інформації з датчиків	Наявна	Доступна
2	Використання алгоритму для прогнозування експериментальних даних	Створення багатофункціонального алгоритму	Необхідно розробити	Теоритично доступна
3	Інтеграція алгоритму в реальні прилади	Використання передових технологій виробництва	Наявна	Доступна

Таким чином ідея проекту можливо реалізувати за рахунок впровадження нових алгоритмів фільтрації, використання неінваріантного алгоритму інтегрування, розроблення власного алгоритму, що підійде для різних напрямків застосування, підвищення точності та надійності ,а також використання нових передових технологій виробництва.

3.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап проекту

Розділ визначає ринкові можливості, які можливі для використання під час ринкового впровадження проекту і які можливі загрози .що можуть бути перешкодою при реалізації проекту. Такий аналіз дозволить спланувати основні напрями розвитку проекту враховуючи стан ринкового середовища та потреби клієнтів та пропозицій проектів конкурентів.

Таблиця.3.2. Попередня характеристика потенційного ринку

№	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних конкурентів, од	10

2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	75000
3	Якісна оцінка динаміки ринку	зростає
4	Наявність обмежень для входу	сертифікація
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	відсутні
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	70%

Основними перевагами показників стану ринку є :

- динаміка ринку є стрімко зростаючою на попит даного продукту і відповідно цей фактор робить можливим підвищення обсягу продаж);
- невелика кількість конкурентів засвідчує про досить високий поріг виходу на ринок через високу наукоємність ніші, проте з іншого боку тут невелика конкурентність;
- досить високою є середня норма рентабельності на ринку – 70%, і це значить , що проект рентабельний для проходження на ринок.

Також існують фактори загроз для проходження на ринок - знання спеціалістів, які виконують точне введення даних і реалізацію алгоритму.

Щодо потенційних груп клієнтів ,то необхідно визначити їх головні характеристики та сформулювати перелік(приблизний) вимог до продукту для кожної групи.

Таблиця.3.3. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№	Потреба, яка формує ринок	Цільова аудиторія ринку	Відмінність у поведінці різних потенційних груп споживачів	Потреби та вимоги споживачів до товару
1	Отримання навігаційної інформації у реальному часі	Приладо– та машинобудування	Особливості, викликані зі специфікою проведення робіт; Необхідність модифікування програмноалгоритмічного забезпечення; Інтеграція з існуючими системами	Швидкість роботи; Точність; Надійність; Можливість комплексування з іншими системами Висока стабільність результатів
		Електроніка		
		Ракето– та авіапромисловості		

Ринок , що формується визначається потребами швидкого і точного одержання навігаційної інформації в реальному часі і необхідний аналіз даних. Сфера приладобудування, машинобудування, електроніки, ракетобудування та авіапромисловості потребують швидкості роботи, стабільності результатів, комплексування з іншими приладами, точності та надійності. Далі таблиця показує фактори загроз:

Таблиця.3.4. Фактори загроз

№	Фактори	Загроза	Прогнозована реакція компанії
1	Конкуренція	Менші ціни конкурентів при такій же якості товару	Відтік клієнтів
2	Якість	Невідповідна якість	Відмова від продукту
3	Вартість	Підвищення закупівельної ціни комплектації	Пошук інших постачальників, зміна матеріальної бази
4	Патентні позови	Позови від конкурентів	Відстоювання прав компанії
5	Старіння	Поява більш нової передові продукції	Моніторинг трендів, постійна модернізація відповідно до вимог ринку

Таблиця.3.5. Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Збільшення попиту	Збільшення зацікавленості до системи	Підвищення виробництва
2	Необхідність інтеграції	Необхідність додання можливостей розширень системи	Компанія може створити нові можливості системи на замовлення
3	Освоєння нових сфер	Система, яка використана у сфері, не розглянута виробниками	Створення спеціальної робочої групи задля покращення приладу
4	Співпраця з конкурентами	Конкурент пропонує кооперацію	Вигоди і оцінка затрат компанії . Погодження

	и		умов можливого контракту
--	---	--	-----------------------------

Щодо конкуренції, то на ринку присутня велика конкуренція через те, що окремі конкуренти не впливають на вартість товару. По рівню конкурентної боротьби він є міжнародний із міжгалузевою ознакою. Товарно-видова конкуренція за видами товарів. Ціна товару прямопропорційно залежить від та функціоналу і комплектації, отже за характером конкурентних переваг є ціновою.

На даний час існує не велика кількість конкурентів, проте деякі з них мають хорошу та стійку репутацію. Основним силами діючими на конкуренцію в галузі являються постачальники та споживачі. За типом конкуренції можна визначати як чисту конкуренцію.

Є можливим визначення та обґрунтування переліку факторів конкурентоспроможності.

1. Надійність (використання алгоритму з високою точністю, таким чином високий попит на товар залежить напряду від високим точнісних характеристик)
2. Адаптивність (можливість гнучкого налаштування під конкретні задачі);
3. Швидкість (зменшення часу очікування);
4. Обслуговування (опрацювання відгуків клієнтів, вдосконалення відповідно до їх пропозицій та за можливості зниження ціни на продукт);
5. Простота (у використанні для користувача робить систему привабливою для клієнта).

Були оцінені головні фактори конкурентоспроможності. Підвищення надійності системи є можливим завдяки використанню алгоритмів із підвищеною завадостійкістю та за допомогою підвищення точності навігаційної інформації. більш привабливим для клієнта через простоту у використанні, бо необхідно тратити мало часу на налагодження та запуск.

Адаптивність і простота роблять відкритим широкий спектр використання приладу у поєднанні із іншими системами.

Таблиця 3.6. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони -простота використання; -адаптивність; -стабільна робота; -можливість до комплексування.	Слабкі сторони -відсутність високої репутації підприємства на початку впровадження проекту в життя; - потреба у значному початковому капіталовкладенні.
Можливості -вихід на міжнародний ринок; -збільшення попиту; -необхідність до інтеграції; -співпраця з конкурентами; -освоєння нових сфер.	Загрози -конкуренція; -старіння; -якість продукту; -сертифікація; -економічна нестабільність; -вартість комплектуючих.

За допомогою проведеного аналізу розроблено альтернативи ринкової поведінки для виведення проекту на ринок і приблизний оптимальний час ринкової реалізації за оцінкою потенційних проектів конкурентів, які можуть бути виведені на ринок. Вказані альтернативи з'являються з огляду на строки та ймовірності отримання необхідних ресурсів.

Таблиця 3.7 Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність одержання ресурсів	Строки реалізації
1	Зроблення максимум власного виграшу (тобто індивідуалізм)	Середня	5 місяців
2	Зроблення максимуму спільного виграшу (тобто кооперація)	Висока	9 місяців
3	Суперництво	Нижче середнього	15 місяців

За деякий невеликий термін є велика ймовірність одержання ресурсів тому результатом аналізу обрано індивідуалізм (альтернативна ринкова поведінка).

3.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Першим кроком розробки ринкової стратегії стартап-проекту є визначення стратегії охоплення ринку, іншими словами огляд цільових груп потенційних споживачів.

Таблиця 3.8 Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Державні підприємства	Готові	Середній	Висока	Середня
2	Приватні підприємства	Готові	Високий	Висока	Складна

3	Ракетобудів- ництво	Готові	Високий	Середня	Складна
4	Авіапромис- ловість	Готові	Високий	Середня	Складна
5	Робототехні- ка	Не готові	Середній	Середня	Середня

З аналізу потенційних груп споживачів вибрано ті, що серед усіх інших, що існують в показаному суспільному середовищі, в найбільшій мірі страждають від такої проблеми, на розв'язок якої переважно направлений проект, тобто підвищення точності НП.

На міжнародному ринку є такі конкуренти, які вже тривалий час охоплюють свою нішу. Таким чином, вибрана стратегія розвитку проекту – спеціалізації, які є спричиненими існуванням на ринку сильніших конкурентів з хорошою та стійкою репутацією та вже досить великий проміжок часу сформованими зв'язками.

З початку існування проекту доцільніше вибрати стратегію спеціалізації та охопити певну стабільну нішу на ринку.

Проект не є першим у розробці, проте має великі переваги по відношенню до своїх прямих конкурентів, і тоді є можливим обрання стратегії виклику лідеру.

Це є можливим за допомогою використання інноваційних методів підвищення точності алгоритмічного забезпечення.

За вимогами споживачів з вибраних сегментів до продукту та його постачальника і в залежності від вибраної стратегії розвитку „стратегії конкурентної поведінки розробляються стратегії позиціонування, які полягають у формуванні певної позиції на ринку.

Таблиця 3.9. Визначення стратегії позиціонування

№	Вимоги до товару споживачів	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції	Вибір асоціацій, що формують комплексну позицію проекту
1	Точність та швидкість роботи продукту	Стратегія спеціалізації	Дослідження та розвиток	Високошвидкісна, легкість, надійність
2	Висока стабільність результатів	Стратегія спеціалізації	Якість	Високоточна

Таким чином ,вибираючи конкретний сегмент фірма визначає спосіб проникнення на нього та здобуття великих конкурентних переваг. Необхідно дослідження позиції всіх існуючих на ринку конкурентів і визначення своєї ніші на ринку, і також необхідний постійний моніторинг інноваційних методів підвищення точності, надійності та нові можливості комплексування.

Щодо маркетингової програми стартап-проекту то для її формування необхідно мати результати аналізу конкурентоспроможності і від цього відштовхуватись.

Основна потреба це необхідність отримання навігаційної інформації у реальному часі і основна вигода проекту це відносно дешева надійна система, яка здатна реагувати на зміні НП. А ключові переваги це – ціна ,надійність, швидкість вимірювання, простота ,підтримка, обслуговування та малогабаритність.

За результатами визначення переваг концепції товару є можливим створення цільової реклами продукту та донесення необхідного повідомлення до кінцевого споживача. Наш товар містить досить дешеву ,точну та надійну систему.

Через рекламу приладу проходить маркетингова комунікація в

інформаційних ресурсах, які пов'язуються зі сферою, де використовується прилад, на виставках, що проходять за даною тематикою, на сайтах виробників, наукових та інноваційних конференціях. Такі оголошення є спрямованими на показання унікальності товару посеред продуктів-конкурентів, показ можливостей даної системи та вигоди від його використання.

Висновки до третього розділу

Третій розділ магістерської дисертації присвячений розробленню

стартап-проекту і спрямований на освоєння практичної і теоретичної сторін застосування стартап проекту, та як наслідок пошуку варіантів сходження продукту на ринок продуктів, що залежить від попиту на обраний вид продукції. Таким чином, ідея проекту, що розроблялась ,може бути використаною в якості бізнес моделі та може бути проданою деяким державним установам, приватним підприємствам або особам ,що в ній зацікавлені.

Був зроблений аналіз слабких та сильних сторін серед конкурентів, який зробив можливим визначення конкурентоспроможність даного проекту та аспекти, на які треба звернути більше уваги. Проведений технологічний аудит та проаналізовано ринкові можливості, і порівняно з основними конкурентами в галузі. Зважаючи на досить велику кількість основних конкурентів можна зробити висновок про високий поріг сходження на ринок, але є необхідним правильний подальший розвиток проекту.

З огляду на потенційні групи клієнтів вибрано державні та приватні підприємства. Для того ,аби впровадити продукт на ринок вибрано стратегію - індивідуалізм для початкових етапів на ринку.

Щодо маркетингу ,то необхідно зробити досить хорошу рекламну кампанію, та подати споживачам ідею необхідності використання системи саме з підвищеною точністю отримання навігаційної інформації та описати причини, чому саме обрати дану систему.

ВИСНОВКИ

Комплексом управління БпЛА є складна система, що має багаторівневу структуру і головним завданням якої є забезпечити безпечне проведення безпілотного літального апарату до заданої точки і виконання необхідної роботи згідно з польотним завданням, а також забезпечити передачу інформації, що була отримана бортовими системами БпЛА, до пункту управління.

На сьогодні в системах управління сучасних безпілотних літальних апаратах (БпЛА) широко використовуються інтегровані інерціально-супутникові навігаційні системи (ІСНС). Це поєднання двох самостійних систем - інерціальної навігаційної системи (ІНС) і супутникової навігаційної системи (СНС). Апаратне і алгоритмічне комплексування цих навігаційних систем, що функціонують за різними фізичними принципами, дозволяє об'єднувати їх переваги та компенсувати недоліки, що є у кожній системі окремо.

Новизною магістерської дисертації є розроблення неінваріантного алгоритму комплексної обробки навігаційної інформації від ІНС і СНС, що забезпечує високу точність визначення навігаційних параметрів БпЛА за рахунок ідентифікації (додаткового уточнення) параметрів моделі похибок інерціальних вимірювачів методом лінійної регресії.

Отримані оцінки значень поправок до показань акселерометрів і ДКШ характеризуються такими рівнями точності: за поправками до показань акселерометрів $\pm 10^{-4}g$, а за поправками до показань ДКШ ± 1 кут. хв./хв.

При відключенні супутникового коректора на відрізок часу 300 ... 400 с спостерігався ріст похибок за складовими шляхової швидкості на рівні до 0,2 м/с, за координатами – до 20 м та за параметрами орієнтації – до 1 кут. хв.

Результати моделювання підтверджують працездатність запропонованого алгоритму неінваріантної компенсаційної схеми комплексування інерціальних датчиків і бортових навігаційних коректорів СНС БпЛА.

Список використаних джерел

1. Ю. Сальник, І. Матала, В. Онищенко. Сучасний стан оснащення збройних сил України безпілотними авіаційними комплексами. - *Збірник наукових праць ХУПС 2011*. – № 2. – С. 46–51.
2. В.П. Харченко, Д.Е. Прусов. Аналіз застосування безпілотних авіаційних систем в цивільній сфері. - *iSSN 1813-1166. Вісник НАУ. 2012.№1* - с. 118-130
3. В.О.Рогожин, В.М.Синеглазов, М.К. Філяшкін. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. - *К.: НАУ, 2005*. — 314 с. — ISBN 966-598-221-4.
4. А.В.Чернодаров, В.А. Матюшин. Управление состоянием интегрированных навигационных систем по полетным данным. – *Научный вестник МГТУ ГА, серия Авионика и Электротехника №89(7).2005*. УДК 629.7.05
5. Аникин А.А. Разработка и моделирование систем комплексирования разнородных наблюдений. – *Ульяновский государственный ГУ. Ульяновск - 2006*. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук.
6. С.П. Дмитриев, О.А. Степанов. Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем. – *Гироскопия и навигация, №1(28), 2000*. УДК 621.396.988.6
7. Л.М. Селиванова, Е.В. Шевцова Инерциальные навигационные системы. Часть 1. Одноканальные инерциальные навигационные системы. - *М: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2012*. – 46, с :ил. УДК 629.7.054.071(075.8).ББК 39.57-5
8. В.В. Матвеев. Инженерный анализ погрешностей безплатформенной инерциальной навигационной системы. – *Известия ТулГУ. Технические науки. 2014. Вып.9. Ч.2*. УДК 629.7
9. М.Б. Богданов , А.В. Прохорцев, В.В. Савельев, В.А. Смирнов, А.Э.

- Соловьев. Обзор методов комплексирования в интегрированных навигационных системах. - *Известия ТулГУ. Технические науки.2020.Вып.5.* УДК 621.3
- 10.А.Ю.Мишин , О.А.Фролова ,Ю.К.Исаев, А.В.Егоров. Комплексная навигационная система летательного аппарата. – *Электронный журнал “Труды МАИ”.Выпуск №38.* УДК 681.586.325
- 11.П.В. Бромберг. Теория инерциальных систем навигации. – М: Наука. Главная редакция физико-математической литературы.1979.-296с. УДК 629.7.05
- 12.А.В.Рудик. Математична модель похибок акселерометрів безплатформної інерціальної навігаційної системи. – *Вісник Вінницького політехнічного інституту.2017.№ 2.* ISSN 1997-9256. УДК 621.317.08
- 13.С.Н. Власик, С.В. Герасимов, А.А. Журавльов. Математическая модель безплатформенной инерциальной системы и аппаратуры потребителя спутниковой навигационной системы. – *Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України, 2013, №2(11).* УДК 629.75
- 14.В.М. Васильев , В.О. Рогожин, Б.І. Долінце. Дослідження похибок інерціально-супутникової навігаційної системи. – *Розвиток радіотехнічного забезпечення АСУ та зв'язку Повітряних Сил.* УДК 629.056.6(043.2)
- 15.В.М. Васильев , В.О Рогожин, Б.І. Долінце . Схема комплексування інерціальної та супутникової навігаційних систем та її дослідження. – *Інформаційні Системи 2013.* УДК 629.056.6 (043.2)
- 16.Ю. П. Иванов, А. Н. Синяков, И. В. Филатов. Комплексирование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов : учеб.псоб. для вузов. – под ред. В.А. Боднера. – К: Машиностроение ,1984. – 207с.
- 17.А.А. Фомичев , В.Б. Успенский , К.Ю. Счастливец , Р.В. Пугачев. Комплексирование информации в интегрированной навигационной

- системе при неполном созвездии навигационных спутников. – *Журнал “Системи обробки інформації”*, 2005, випуск 8(48). УДК 527.6
18. Степанов О. А. Особенности построения та перспективи розвитку інерціально-спутникових систем навігації // Інтегровані інерціально-спутникові системи навігації. – С-Пб.: ЦНИИ “Электроприлад”. – 2004. – С. 25-43.
 19. Бабич О. А. Обробка інформації в навігаційних комплексах. – М.: Машинобудування, 1991. – 512 с.
 20. Zakharin F.M., Ponomarenko S.A. Concept of Design Navigation Systems of UAV / IEEE 3-rd International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments”, Proceedings. Kyiv. National aviation university. 2015, 13-15 October, p. 261-264.
 21. В.С. Купріянова, І.Ю. Матюшенко. Стан та перспективи розвитку безпілотних літальних апаратів в Україні. - *Вісник економіки транспорту і промисловості № 50, 2015* - С. 334-340